



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
GRADO EN INGENIERÍA ELECTROMECÁNICA
Especialidad Mecánica

DISEÑO DE UN PERFIL AERODINÁMICO SUSTENTADOR

Autor: Teresa Baztán Vargas

Director: Dr. Antonio García y de Garmendia

Madrid

Julio de 2018

AUTORIZACIÓN PARA LA DIGITALIZACIÓN, DEPÓSITO Y DIVULGACIÓN EN RED DE PROYECTOS FIN DE GRADO, FIN DE MÁSTER, TESINAS O MEMORIAS DE BACHILLERATO

1º. Declaración de la autoría y acreditación de la misma.

La autora Dña. Teresa Baztán Vargas DECLARA ser el titular de los derechos de propiedad intelectual de la obra: Diseño de un perfil aerodinámico sustentador, que ésta es una obra original, y que ostenta la condición de autor en el sentido que otorga la Ley de Propiedad Intelectual.

2º. Objeto y fines de la cesión.

Con el fin de dar la máxima difusión a la obra citada a través del Repositorio institucional de la Universidad, el autor **CEDE** a la Universidad Pontificia Comillas, de forma gratuita y no exclusiva, por el máximo plazo legal y con ámbito universal, los derechos de digitalización, de archivo, de reproducción, de distribución y de comunicación pública, incluido el derecho de puesta a disposición electrónica, tal y como se describen en la Ley de Propiedad Intelectual. El derecho de transformación se cede a los únicos efectos de lo dispuesto en la letra a) del apartado siguiente.

3º. Condiciones de la cesión y acceso

Sin perjuicio de la titularidad de la obra, que sigue correspondiendo a su autor, la cesión de derechos contemplada en esta licencia habilita para:

- a) Transformarla con el fin de adaptarla a cualquier tecnología que permita incorporarla a internet y hacerla accesible; incorporar metadatos para realizar el registro de la obra e incorporar “marcas de agua” o cualquier otro sistema de seguridad o de protección.
- b) Reproducirla en un soporte digital para su incorporación a una base de datos electrónica, incluyendo el derecho de reproducir y almacenar la obra en servidores, a los efectos de garantizar su seguridad, conservación y preservar el formato.
- c) Comunicarla, por defecto, a través de un archivo institucional abierto, accesible de modo libre y gratuito a través de internet.
- d) Cualquier otra forma de acceso (restringido, embargado, cerrado) deberá solicitarse expresamente y obedecer a causas justificadas.
- e) Asignar por defecto a estos trabajos una licencia Creative Commons.
- f) Asignar por defecto a estos trabajos un HANDLE (URL *persistente*).

4º. Derechos del autor.

El autor, en tanto que titular de una obra tiene derecho a:

- a) Que la Universidad identifique claramente su nombre como autor de la misma
- b) Comunicar y dar publicidad a la obra en la versión que ceda y en otras posteriores a través de cualquier medio.
- c) Solicitar la retirada de la obra del repositorio por causa justificada.
- d) Recibir notificación fehaciente de cualquier reclamación que puedan formular terceras personas en relación con la obra y, en particular, de reclamaciones relativas a los derechos de propiedad intelectual sobre ella.

5º. Deberes del autor.

El autor se compromete a:

- a) Garantizar que el compromiso que adquiere mediante el presente escrito no infringe ningún derecho de terceros, ya sean de propiedad industrial, intelectual o cualquier otro.
- b) Garantizar que el contenido de las obras no atenta contra los derechos al honor, a la intimidad y a la imagen de terceros.
- c) Asumir toda reclamación o responsabilidad, incluyendo las indemnizaciones por

daños, que pudieran ejercitarse contra la Universidad por terceros que vieran infringidos sus derechos e intereses a causa de la cesión.

- d) Asumir la responsabilidad en el caso de que las instituciones fueran condenadas por infracción de derechos derivada de las obras objeto de la cesión.

6º. Fines y funcionamiento del Repositorio Institucional.

La obra se pondrá a disposición de los usuarios para que hagan de ella un uso justo y respetuoso con los derechos del autor, según lo permitido por la legislación aplicable, y con fines de estudio, investigación, o cualquier otro fin lícito. Con dicha finalidad, la Universidad asume los siguientes deberes y se reserva las siguientes facultades:

- La Universidad informará a los usuarios del archivo sobre los usos permitidos, y no garantiza ni asume responsabilidad alguna por otras formas en que los usuarios hagan un uso posterior de las obras no conforme con la legislación vigente. El uso posterior, más allá de la copia privada, requerirá que se cite la fuente y se reconozca la autoría, que no se obtenga beneficio comercial, y que no se realicen obras derivadas.
- La Universidad no revisará el contenido de las obras, que en todo caso permanecerá bajo la responsabilidad exclusiva del autor y no estará obligada a ejercitar acciones legales en nombre del autor en el supuesto de infracciones a derechos de propiedad intelectual derivados del depósito y archivo de las obras. El autor renuncia a cualquier reclamación frente a la Universidad por las formas no ajustadas a la legislación vigente en que los usuarios hagan uso de las obras.
- La Universidad adoptará las medidas necesarias para la preservación de la obra en un futuro.
- La Universidad se reserva la facultad de retirar la obra, previa notificación al autor, en supuestos suficientemente justificados, o en caso de reclamaciones de terceros.

Madrid, a 8 de julio de 2018.

ACEPTA

Fdo.

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título
Diseño de un perfil aerodinámico sustentador
en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el
curso académico 2017/2018 es de mi autoría, original e inédito y
no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos. El Proyecto no es
plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido tomada
de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Teresa Baztán Vargas

Fecha: 08/ 07/ 2018



Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: Dr. Antonio García y de Garmendia

Fecha: 09/ 07/ 2018





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
GRADO EN INGENIERÍA ELECTROMECÁNICA
Especialidad Mecánica

DISEÑO DE UN PERFIL AERODINÁMICO SUSTENTADOR

Autor: Teresa Baztán Vargas

Director: Dr. Antonio García y de Garmendia

Madrid

Julio de 2018

DISEÑO DE UN PERFIL AERODINÁMICO SUSTENTADOR

Autor: Baztán Vargas, Teresa.

Director: García y de Garmendia, Dr. Antonio.

Entidad Colaboradora: ICAI – Universidad Pontificia Comillas.

RESUMEN DEL PROYECTO

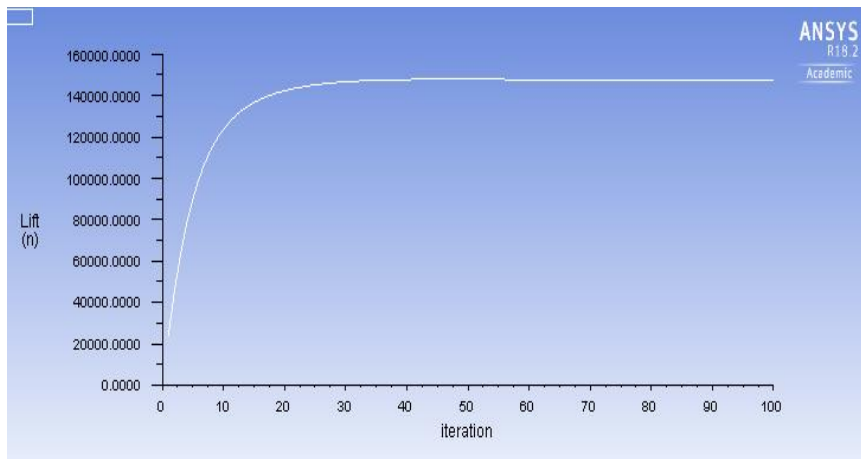
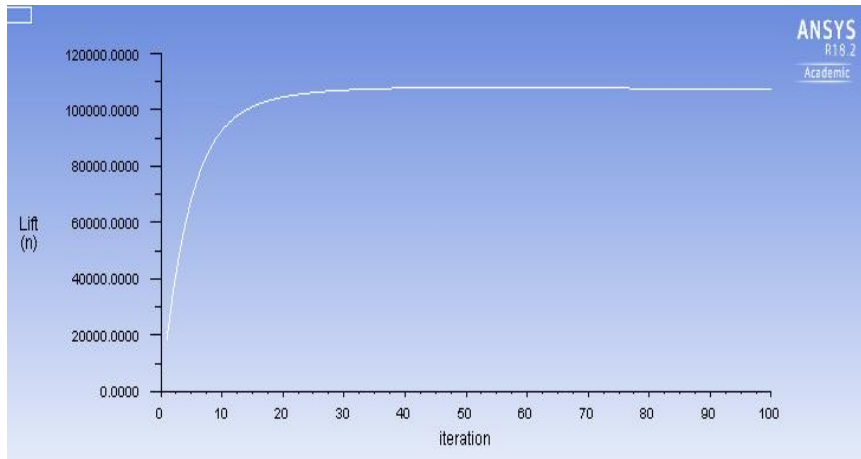
El presente proyecto desarrolla un nuevo diseño de perfil aerodinámico con mayor capacidad de sustentación para una velocidad dada con el principal objetivo de incrementar el margen de peso comercializable como carga de pago. Este estudio resulta de especial interés para la operación de despegue en campos calientes y altos (*Hot and High*), donde las condiciones ambientales son críticas. Este trabajo implica un alto grado de investigación en el estado de la técnica del área de estudio para posteriormente poder realizar un análisis del mismo. Tras detectar un punto de mejora, se procederá a su desarrollo así como a su simulación mediante el método de elementos finitos. La contribución a la técnica que supone este proyecto quedará reflejada en la publicación de un modelo de utilidad, cuyo proceso de solicitud es otro de los objetivos marcados.

Este documento comienza con el estudio sobre el estado de la técnica, pues sin el conocimiento de lo que ya existe no habría posibilidad de desarrollar una idea inventiva. Se ha hecho pues una revisión del estado de la técnica en el control de la circulación del aire por la superficie alar a través del estudio de la totalidad de las patentes y solicitudes de patentes publicadas relativas a este campo. La búsqueda de las patentes se ha llevado a cabo dentro de la base de datos de la Oficina Europea de Patentes, Espacenet, registradas bajo el código de B64C3/141. Este estudio se engloba en un documento haciendo uso de la herramienta *Microsoft Excel* y servirá de base de datos propia para el desarrollo de la invención. Tras el análisis del estado de la técnica referente al caso de estudio de este proyecto, se procede a detectar sus posibles campos de mejora. Para ello se elaborará un esquema con los aspectos que buscan mejorar las patentes estudiadas, valiéndose también de la herramienta *Microsoft Excel*. Este árbol de problemas permitirá obtener una visión global de la problemática que abordan los inventores, y de él se escogerá el campo sobre el que se quiera investigar para la realización del salto inventivo, que en el caso de este proyecto será la sustentación. Posteriormente se va a realizar un análisis de las distintas maneras que proponen los inventores de las patentes

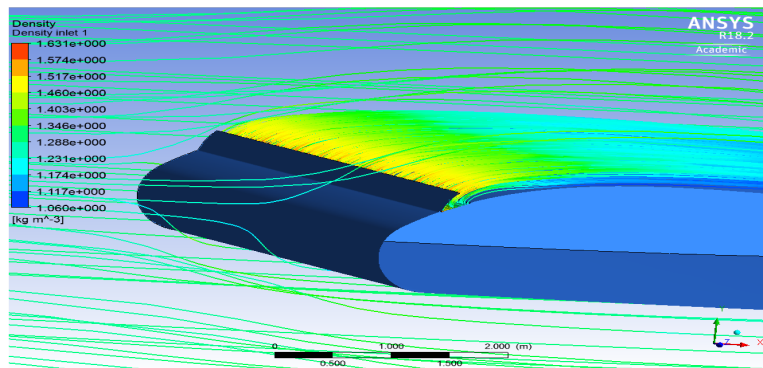
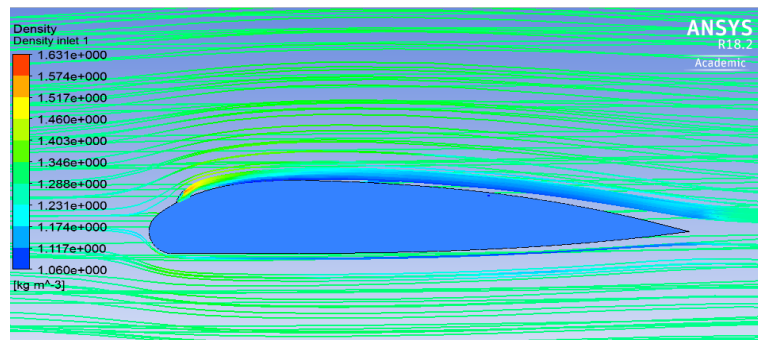
estudiadas de solucionar el problema escogido; para ello se recurrirá también a la elaboración de un esquema con la herramienta *Microsoft Excel*. Tras este nuevo análisis, se obtendrá una visión global de las formas de abordar el problema de la sustentación del estado de la técnica y resultará más sencillo comenzar con el desarrollo de la aportación personal. La solución escogida será los perfiles de control de la circulación que incluyen corrientes de aire sopladas desde el interior y hacia la superficie superior exterior del borde de ataque del ala.

La siguiente etapa consiste en determinar las características que definen el invento mediante la metodología Triz, técnica de solución de problemas técnicos y científicos basada en soluciones ya existentes. Se concluye que el diseño innovador del perfil alar incluirá una capa horadada en la sección de salida del aire soplado, un sistema de regulación del tamaño de la ranura por un mecanismo con control electrónico y el aire soplado a baja temperatura, concretamente entre 0°C y 5°C. Éste es el factor más innovador, ya que las patentes estudiadas definían un aire proveniente de los motores, el cual se encuentra a una temperatura aproximada de entre 100°C y 200°C. Dicho aire frío se conduce desde el sistema de aire acondicionado de la aeronave hasta el conducto del sistema anti-hielo del ala a través de la instalación de un nuevo conducto. Se definirá una nueva función del sistema de navegación, lo que requerirá un botón adicional en el cuadro de mandos de la cabina de pilotos.

A continuación se realizará un análisis del diseño definido mediante Ansys-Fluent, un programa de análisis de elementos finitos que predice cómo funcionaría y reaccionaría un volumen finito bajo un entorno fluido real. Se ensayan tanto el perfil escogido del estado de la técnica –con una corriente de aire soplada a 150°C- como el perfil diseñado en este proyecto –con una corriente de aire soplada a 0°C y a 5°C, es decir, dos ensayos diferentes-. La comparación de estos ensayos permite apreciar un aumento de la fuerza de la sustentación con el perfil que incluye el invento desarrollado, con lo que queda demostrado el salto inventivo que supone la aportación personal. Se representan a continuación la comparación de este parámetro en ambos perfiles y alguna imagen del modelo diseñado.



Fuerza de sustentación con corriente de aire a 150°C (arriba) y a 0°C (abajo)



Perfil aerodinámico ensayado usando Ansys-Fluent

Por último, se presenta a la Oficina Española de Patentes y Marcas una instancia de solicitud de modelo de utilidad para el invento diseñado en este proyecto, obteniendo un número de solicitud ES U201800403. Para ello ha sido necesario realizar una revisión previa de las bases de la Propiedad Industrial, esto es, las formas de protegerla y las restricciones que presenta. Se ha optado por proteger el invento a través de un modelo de utilidad por motivos económicos.

En conclusión, este proyecto desarrolla un perfil aerodinámico con un invento que aporta mayor capacidad de sustentación y que, gracias a su publicación según la Ley de Patentes y Marcas, favorece la innovación y el avance tecnológico.

HIGH-LIFT AERODYNAMIC AIRFOIL DESIGN

Author: Baztán Vargas, Teresa

Director: García y de Garmendia, Dr. Antonio

Collaborating Entity: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

PROJECT SUMMARY

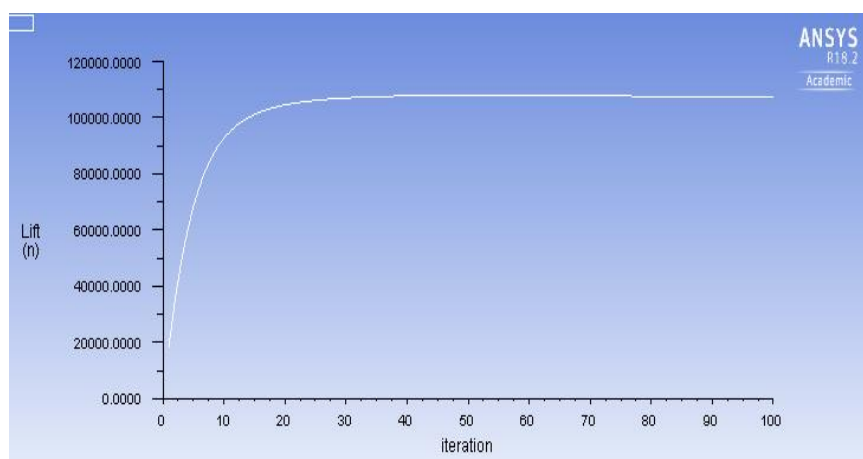
The present project develops a new, aerodynamic airfoil design with greater lifting capacity for a given velocity with the main goal of increasing the margin of weight as payload. This study is of special interest in hot and high operations during take-off maneuvers, where the ambient conditions are critical. This work implies a high degree of research into the field of study, which will be needed for a later analysis on the subject. After finding a possible improvement, the author will proceed with its development as well as with its simulation through a finite elements method. The contribution to the state-of-the-art this project means will be reflected in the publication of a utility model, which its process of solicitude is another of the objectives established.

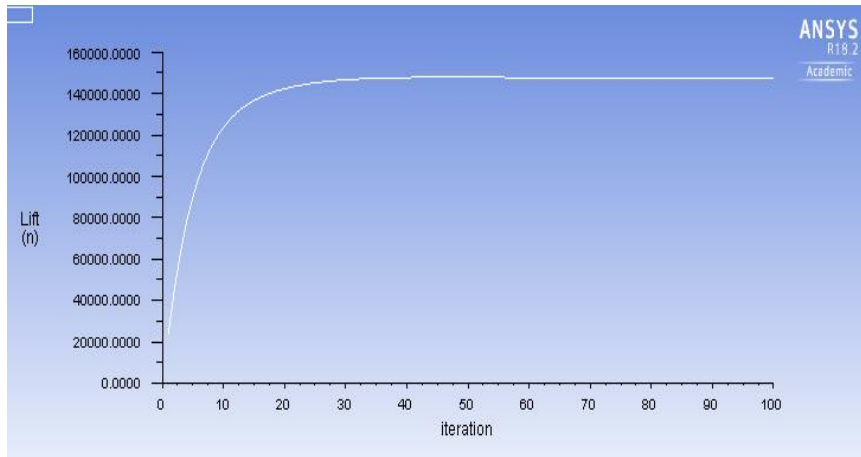
This document starts with the study of the already patented proposed solutions on the subject, because without the knowledge of what already exists it wouldn't be possible to develop an inventive idea. A review of the patents and patent solicitudes published relative to the air circulation control over the wing surface has been done within the frame of the European Patent Office database, Espacenet, all of them registered under the code B64C3/141. This study is included in a Microsoft Excel document and it will be used as the author's own database for the development of the invention. After the analysis of the patented proposed solutions regarding to the case of study of this project, the author proceeds to find its possible areas of improvement. In order to do so, an outline with the features that can improve the studied patents will be created using Microsoft Excel as well. This list of problems will allow one to obtain a global vision on the difficulties the inventors tackle. Along with this, the author will select a specific field to be the object of the research for the substantial inventive leap development – which in this case is the lift effect-. Afterwards, an analysis of the different ways the inventors of the studied patents propose to solve the chosen problem will be made using an outline with Microsoft Excel. This analysis will provide an overall vision on the

ways to tackle the current problem of lift and will make it easier to start the personal contribution development. The chosen solution will be the circulation control wings that include blowing slots in the upper surface of the leading edge.

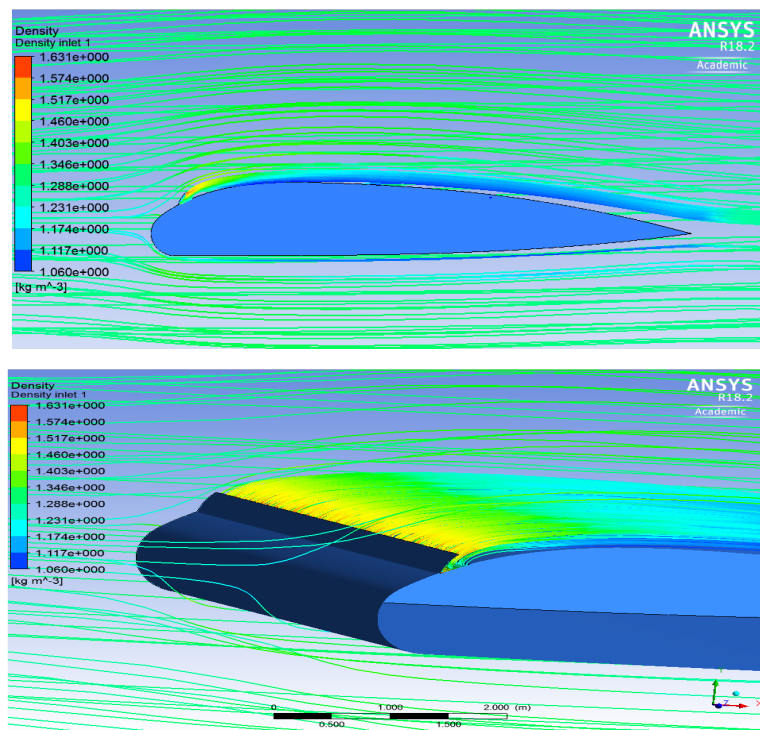
The next phase consists of determining the characteristics that define the invention through the Triz method, a scientific and technical problems solution technique based on already existing solutions. It is concluded that the innovative airfoil design will include a pierced layer in the blown-air exit section, a slot-sized adjustment system controlled by an electronic mechanism and blown air at a low temperature, specifically between 0°C and 5°C. This is the most innovative factor, since the studied patents defined an airflow coming from the engines, where its temperature is approximately between 100°C and 200°C. Said cold air is carried from the aircraft air conditioning system to the wing anti-ice system duct. A new function of the navigation system will be defined, which will require an additional button on the flight deck.

Additionally, an analysis will be carried out on the defined design with Ansys-Fluent, a finite elements analysis program that predicts how would respond a finite volume under a real fluid surrounding. The author will test the selected airfoil defined in the state-of-the-art –with a blown airflow at 150°C- and the airfoil designed within this project – with a blown airflow at 0°C and 5°C, that is, two different tests-. The comparison of said tests shows an augmentation of the lifting force with the airfoil that includes the invention developed, which proves the big inventive leap the personal contribution means. It is represented in the next images the comparison of this parameter in both airfoils and two images of the designed model.





Lifting force with airflow at 150°C (up) and at 0°C (below)



Aerodynamic airfoil tested using Ansys-Fluent

Finally, the author presents a solicitude of the utility model for the invention designed within this project at the OEPM (Oficina Española de Patentes y Marcas), obtaining a solicitude number ES U201800403. In order to do so, a previous revision of the Industrial Property basis has been necessary, which includes the ways of protecting it and the restrictions it presents among others. The author has chosen to protect the invention through a utility model for economic reasons.

In conclusion, this project develops an aerodynamic airfoil with an invention that provides a greater capacity of lift and that, thanks to its publication according to the Patents and Brands Law, favors innovation and technologic progress.

Agradecimientos

Me gustaría agradecer a mi director, Dr. Antonio García y de Garmendia, toda la ayuda y el apoyo que me ha dado durante todo el desarrollo de este proyecto.

Quiero dar las gracias a mi padre por su constante apoyo y por compartir conmigo esta pasión por la aeronáutica.

No me olvidaré tampoco de José Antonio Fernández Gascón, sin cuya ayuda no habría podido utilizar el software Ansys, ni de Javier Dueñas, quien me proporcionó toda la información necesaria de la compañía aérea Iberia para desarrollar el proyecto.

Índice

1. INTRODUCCIÓN	1
1.1 MOTIVACIÓN.....	1
1.2 OBJETIVOS.....	2
1.3 METODOLOGÍA Y ESTRUCTURA.....	3
2. ESTUDIO DE LA PROPIEDAD INDUSTRIAL.....	5
2.1 INTRODUCCIÓN.....	5
2.2 MÉTODOS DE PROTECCIÓN DE LA PROPIEDAD INTELECTUAL	6
2.2.1 Secreto industrial	7
2.2.2 Patente de invención.....	7
2.2.3 Modelo de utilidad	8
2.2.4 Marca	8
2.3 PATENTABILIDAD	9
2.4 PROPIEDAD DE LA PATENTE	11
2.4.1 INVENTOR.....	11
2.4.2 SOLICITANTE.....	11
2.5 SOLICITUD DE LA PATENTE	12
2.6 ESTRUCTURA DE LA PATENTE.....	13
2.6.1 RESUMEN	13
2.6.2 DESCRIPCIÓN DE LA INVENCION	13
2.6.3 REIVINDICACIONES	13
2.6.4 DIBUJOS	14
2.6.5 INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA	15
2.6.6 EJEMPLO DE LAS PARTES DE UNA PATENTE.....	16
2.7 DERECHOS Y DEBERES DEL PROPIETARIO.....	21
2.7.1 CONCESIONES DE LA PATENTE.....	21
2.7.2 OBLIGACIONES AL PROPIETARIO	21
2.8 CONCLUSIONES.....	22
3. EVOLUCIÓN DE LA AERODINÁMICA	23
3.1 HISTORIA DEL VUELO	23
3.2 ASPECTO DEL PERFIL AERODINÁMICO.....	26
3.2.1 Comportamiento de los fluidos	27
3.2.2 Parámetros aerodinámicos	29
3.2.3 Tipos de perfiles aerodinámicos	32
3.2.4 Dispositivos hipersustentadores	36
3.3 CONCLUSIÓN	44
4. ESTUDIO DEL ESTADO DE LA TÉCNICA	47
4.1 BÚSQUEDA DE PATENTES	47
4.2 ANÁLISIS GLOBAL DE LAS PATENTES ESTUDIADAS.....	50
4.3 PROBLEMAS ABORDADOS POR LAS PATENTES ESTUDIADAS.....	55
4.4 SOLUCIONES DESARROLLADAS POR LAS PATENTES ESTUDIADAS	59
4.5 CONCLUSIONES.....	61
5. APORTACIÓN PERSONAL A LA TÉCNICA.....	63
5.1 MÉTODO TRIZ	63
5.2 DISEÑO DEL PERFIL AERODINÁMICO SUSTENTADOR	67
5.2.1 Funcionamiento del sistema de aire acondicionado.....	68
5.2.2 Funcionamiento del sistema anti-hielo	71

5.3	ANÁLISIS DEL PERFIL AERODINÁMICO SUSTENTADOR	82
5.4	CONCLUSIONES.....	96
6.	PROTECCIÓN DE LA PROPIEDAD INDUSTRIAL DE LA INVENCION	97
6.1	DOCUMENTO.....	97
6.2	TRAMITACIÓN.....	113
6.3	CONCLUSIONES.....	116
7.	OBJETIVOS CONSEGUIDOS Y LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN	117
7.1	OBJETIVOS CONSEGUIDOS.....	117
7.2	LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN.....	119
	BIBLIOGRAFÍA	121
	ANEXO A: TABLA RESUMEN DE PATENTES	123
	ANEXO B: ESQUEMAS DE PROBLEMAS Y SOLUCIONES.....	139

Capítulo 1

Introducción

En el siguiente capítulo se comentan las bases del proyecto, esto es, la motivación que ha movido la realización del mismo, los objetivos que se han perseguido en su desarrollo, y la metodología establecida.

1.1 Motivación

La evolución de las aeronaves ha sido posible gracias al estudio de cuatro afluentes principales: el peso del aparato, la optimización de la localización del centro de gravedad del mismo, la incorporación de elementos de potencia –motores y similares- y la aerodinámica del perfil de las alas. El tema del proyecto se centra en éste último, concretamente en el control de la circulación del aire circundante al perfil.

Hay una gran variedad de aspectos referentes al ala que pueden ser abordados para continuar con la mejora de las aeronaves. Resulta un campo de gran interés tanto científico como a nivel humano; este proyecto podría formar parte de un progreso que busca soluciones aparentemente simples pero tremendamente ingeniosas, y que puede afectar positivamente a personas con rentas poco elevadas. Esto último significa que, si los avances tecnológicos mencionados prosperan, probablemente el gasto de combustible será menor y

ello contribuirá a una bajada del coste de los billetes. Ciertamente es que no se tienen las cifras-objetivo claras ni una seguridad de que lo comentado anteriormente sea posible, pero lo que sí se puede afirmar es que, mientras la evolución del ala –y del resto de parámetros del avión- continúe, se irán abriendo nuevos frentes que podrían desembocar en las soluciones buscadas y en nuevos hallazgos no esperados. En realidad, en eso consiste el desarrollo tecnológico: la búsqueda continua de optimización en todo campo de investigación para no sólo lograr cumplir los objetivos marcados, sino también para descubrir nuevos caminos que den paso a una nueva investigación. La investigación podría definirse, pues, como “la búsqueda de mejora continua”.

1.2 Objetivos

El objetivo principal que se persigue con este proyecto es incrementar el margen de peso comercializable como carga de pago a través del aumento de la fuerza de sustentación para una velocidad dada durante la operación de despegue. Dicho aumento de la sustentación tiene su origen en un mayor control de la circulación del fluido alrededor del perfil, que es precisamente el campo de estudio de este proyecto.

El desarrollo de este estudio es práctico para pistas con condiciones ambientales estándar, pero resulta de especial interés para campos calientes y altos (*Hot and High*), donde las condiciones ambientales son críticas. Debido a la baja densidad del aire en estas circunstancias, disminuye la fuerza de sustentación generada para una determinada velocidad. Para compensar esta bajada de sustentación, la velocidad requerida para el despegue aumenta, provocando que los aviones necesiten mayor longitud de pista para alcanzar dicha velocidad. Sin embargo, como la pista es finita, la tripulación se ve obligada a reducir la carga de pago para disminuir la fuerza de sustentación necesaria para el despegue, manteniendo así la velocidad inicial requerida. Con el invento descrito en este trabajo se pretende aumentar la fuerza de sustentación para esa velocidad dada, por lo que la carga de pago no se verá disminuida.

La contribución a la técnica que supone este proyecto quedará reflejada en la publicación de un modelo de utilidad, cuyo proceso de solicitud es otro de los objetivos marcados. También habrá un enriquecimiento a nivel personal, al conocer más en profundidad las formas de proteger la propiedad industrial y la base jurídica de la redacción de una patente y tramitación de su solicitud.

1.3 Metodología y estructura

La metodología que ha seguido este proyecto es la siguiente:

En primer lugar, se realizó un estudio de la totalidad de las patentes y solicitudes de patentes publicadas relativas al control de la circulación del aire por la superficie alar –que corresponden al código B64C3/141 de la Clasificación Internacional-, buscando detectar los posibles campos de mejora en los perfiles aerodinámicos más avanzados de última generación para poder realizar posteriormente una aportación personal. La base de datos empleada fue la plataforma Espacenet (<https://worldwide.espacenet.com>), y la herramienta de trabajo fue *Microsoft Excel*. Se creó un documento con la totalidad de las patentes y solicitudes de patentes, y su información correspondiente: número de patente, fechas de publicación y de solicitud, nombres y países de origen del inventor y del solicitante, problema que busca solventar la patente, y forma de solventarlo.

La segunda etapa del proyecto consiste en el análisis de los posibles parámetros de mejora a través de la creación de un árbol de problemas que buscan mejorar las patentes estudiadas. Una vez seleccionado el problema que se quiere investigar, se realiza un árbol de soluciones, consistente en las formas que tienen de resolver dicho problema las patentes estudiadas. Ambos esquemas tienen su base en el estado de la técnica y están elaborados a través de la herramienta *Microsoft Excel*. Se selecciona del árbol la solución al problema deseada, y es en ese campo donde se va a realizar la aportación personal a la técnica.

La tercera fase se centra en el desarrollo de la idea inventiva por la senda marcada en el apartado anterior. Para ello se aplica el método Triz, una teoría de resolución de problemas basado en la creatividad y en el estudio de los modelos de evolución de patentes, que se explicará más detenidamente en el capítulo 4. El desarrollo del invento incluye bocetos explicativos y un análisis con el programa de métodos de elementos finitos ANSYS-Fluent.

La cuarta y última etapa se corresponde con el proceso de solicitud del modelo de utilidad. Toda la normativa referente a la protección de la Propiedad Industrial se explica con detalle en el siguiente capítulo, mientras que la documentación que acredita la tramitación de dicho modelo se encuentra en el capítulo 6. El documento de solicitud de modelo de utilidad cuenta con una breve descripción del estado de la técnica y de sus puntos de mejora, planos, esquemas y dibujos representativos junto con la descripción del funcionamiento del invento, y reivindicaciones que limitan el marco legal de la protección.

En este capítulo se han analizado la motivación que ha empujado este proyecto adelante, los objetivos impuestos para su desarrollo y la metodología seguida en su transcurso. El siguiente capítulo está dedicado a la explicación de las formas principales de protección industrial y la estructura de la solicitud de una patente, las cuales orientarán en la protección de la invención que se desarrollará a lo largo de este escrito.

Capítulo 2

Estudio de la propiedad industrial

Mientras en el capítulo anterior se han desarrollado los pilares del proyecto, este capítulo estará enfocado en el tema de la Propiedad Industrial y sus requisitos y condiciones. Se explicarán las distintas maneras de proteger la propiedad, los papeles del solicitante y del inventor, las partes de las que consta una patente y, en último lugar, los deberes y derechos del propietario.

2.1 Introducción

Según la Real Academia Española, la Propiedad Industrial se define como el derecho de explotación única y exclusiva sobre nombres comerciales, marcas y patentes, que la ley reconoce a su autor durante un plazo determinado. Esta definición resulta más precisa desde el punto de vista de la Oficina Española de Patentes y Marcas (OEPM), estableciendo que *“gracias a la Propiedad Industrial se obtienen unos derechos de exclusiva sobre determinadas creaciones inmateriales que se protegen como verdaderos derechos de propiedad”*.

Los países más desarrollados cuentan con una mejor protección de los derechos del solicitante ante la invención. Por contrario, la defensa de la Propiedad Industrial se vale de una legislación menos eficaz en países menos desarrollados debido a su corto progreso y su poca experiencia en este campo.

Las patentes son las puertas que abren el camino a la evolución e innovación de las invenciones, además de permitir su protección. El registro de la Propiedad Industrial asegura al solicitante ostentar el monopolio de su invento hasta un máximo de 20 años, beneficiándose de su derecho de explotación e impulsando la continua evolución del estado de la técnica. Desde el punto de vista de una empresa, la protección del conocimiento de los métodos y procesos es tan importante como la posesión de la protección legal de la invención, a fin de poder explotar adecuadamente el invento mientras se protege su *know-how*.

La Propiedad Industrial se considera un activo intangible, activos que constituyen el capital intelectual de la organización. Este tipo de capital es de suma importancia para el rendimiento de la compañía, y cuenta con numerosas divisiones, como son el conocimiento de los empleados, el capital humano y las relaciones externas de la empresa, entre otros.

La información proporcionada en este apartado ha sido obtenida de la última Ley 24/2015 del 24 de julio de Patentes y de la normativa publicada del Real Decreto 2245/1986 del 10 de octubre; se debe tener en cuenta que dicho decreto ha sufrido ciertas modificaciones, quedando la última versión registrada con el Real Decreto 245/2010 el 5 de marzo del año 2010.

2.2 Métodos de protección de la propiedad intelectual

La complejidad de la invención y el aspecto concreto que se quiere proteger son los factores que marcan la selección del tipo de derecho de Propiedad Industrial. Se pueden dividir este tipo de derechos en tres bloques:

- Diseños industriales: protegen la apariencia externa de los productos, como su diseño, contornos y volúmenes
- Marcas y Nombres Comerciales: protegen diseños gráficos y/o denominativos que distinguen en el mercado la oferta de los diferentes productos o servicios
- Patentes y modelos de utilidad: protegen invenciones –productos y procedimientos- para evitar su reproducción con fines industriales

Cualquiera de los tipos de protección mencionados garantizan la protección ante el inventor para su libre explotación y lucro. A continuación se van a detallar cuatro formas de proteger la Propiedad Intelectual: el secreto industrial, la patente de invención, el modelo de utilidad y la marca.

2.2.1 Secreto industrial

Este tipo de protección está fuertemente relacionado con la ética profesional. Implica la confidencialidad de los empleados entorno al *know-how* de los métodos y procesos que desarrolla la empresa. La compañía ostenta el derecho de exigir una remuneración económica ante la revelación por parte de algún empleado de información confidencial a personas no vinculadas a la empresa. Es por ello por lo que la protección que ofrece el Secreto Industrial es más débil que la patente de invención, al darse la posibilidad real de romper el contrato de confidencialidad. Para reducir el riesgo, es habitual dividir la invención en dos partes, protegiendo una de ellas a través de una patente y manteniendo la otra como secreto industrial.

Un ejemplo muy conocido de este tipo de protección es el de los ingredientes de la bebida Coca Cola. La receta es conocida únicamente por dos personas, y se encuentra resguardada en un banco en Atlanta, que cuenta con una importante participación en la compañía. Los gastos asociados al mantenimiento de un secreto industrial pueden elevarse considerablemente debido a condiciones establecidas a fin de evitar todo riesgo de difusión.

Esta tipo de protección resulta un tanto arriesgada; la ventaja es que permite al inventor ostentar el monopolio de su invención, pero a su vez presenta el peligro de que otra empresa deduzca el fundamento de su invento y lo patente, perdiendo de esta manera todo el derecho de explotación.

2.2.2 Patente de invención

Según la fuente de la Oficina Española de Patentes y Marcas, la patente es un título que reconoce el derecho de explotar en exclusiva el invento patentado, impidiendo su fabricación, venta o utilización ajena sin consentimiento del titular. La patente garantiza que la invención no pueda ser explotada comercialmente sin el consentimiento del inventor durante un periodo máximo de 20 años, siempre que el titular abone las tasas anuales a partir de su concesión y realice la renovación cada 5 años.

Las patentes pueden tratarse de productos o procesos, y deben suponer un salto inventivo. Impulsan la evolución tecnológica a través de un contrato entre el sistema jurídico y el solicitante, consistente en una descripción del invento y su posterior publicación a cambio del monopolio temporal de su explotación. El hecho de que la invención se haga pública contribuye al progreso en la investigación de este producto o proceso.

2.2.3 Modelo de utilidad

Según la normativa del Real Decreto del 26 de julio de 1929 sobre Modelos de Utilidad, los modelos de utilidad se definen como *“una nueva forma de protección a los perfeccionamientos de orden práctica industrial que, sin alcanzar la extensión científica ni la resonancia que puede tener una patente, es justo reconocerles una garantía en premio a la mejora que supone su aplicación”*. Suelen ser avances tecnológicos de dispositivos ya conocidos, aportando una nueva función o mejora. Su duración máxima es de 10 años y, al igual que las patentes, precisan de la abono de pagos anuales para mantener el contrato en vigor.

Los modelos de utilidad no alcanzan el grado de patentes y se tratan de una especialidad de la legislación española, no existente en todos los países. El objeto del invento en este presente documento se ajusta a este tipo de protección de la propiedad, pues se trata de una mejora de un perfil aerodinámico sustentador ya existente en la actualidad.

El proceso de obtención de un modelo de utilidad es semejante al de las patentes. En primer lugar se realiza un examen formal de la solicitud a manos de la OEPM. Si dicha solicitud cumple las condiciones requeridas, se procede a su publicación, permitiendo de esta manera que la invención se haga pública en el Boletín Oficial de la Propiedad Industrial.

2.2.4 Marca

La marca hace referencia a la representación gráfica que distingue los distintos productos del mercado. Entran dentro de la categoría de marcas tanto palabras como imágenes, formas bidimensionales, tridimensionales, sonidos o cualquier combinación de las anteriores. La marca tiene la particularidad de poder tener una duración indefinida mediante renovaciones de 10 años. Se podrá renovar previa solicitud del titular o sus derechohabientes incluyendo el justificante del pago de tasas seis meses antes de la expiración de la renovación previa. Si se desea renovar únicamente una parte de la marca, se debe proceder a un nuevo proceso de registro. La posesión de la marca puede pertenecer a más de una persona y las decisiones que le afectan deben tomarse según lo acordado entre sus partes. Cabe destacar la distinción entre el registro de una marca y el nombre de una compañía, pues presentan requisitos diferentes.¹

¹ Ley 17/2001 del 7 de diciembre, Marcas

El titular de la marca ostenta la exclusividad de su uso en el comercio, y tiene el derecho de no permitir que terceros utilicen una marca semejante, sea cual sea el ámbito de su servicio. Por otro lado, también tiene el derecho de impedir que se ofrezcan productos con el signo, se importen o exporten productos con la marca, se emplee la marca en documentos mercantiles o en comunicaciones telemáticas. Si el titular ha firmado un contrato con un tercero para la explotación de la marca, éste no puede sustituir el signo existente por ningún otro.

Queda registrado en la Ley que el titular podrá recibir sanciones económicas ante una falta de efectividad en el uso de la marca durante 5 años; para que esto no ocurra, la marca debe ser usada como se indica en su registro, en territorio nacional y no sólo con fines de exportación.

Una de las condiciones de este tipo de protección es que debe tener un carácter distintivo relacionado directamente con el producto. La marca debe ser clara y transparente –evitar ambigüedades en cuanto a su origen y calidad-, y no debe describir el producto. El uso de fotos o nombres característicos no pueden incluirse en el diseño de la marca salvo en casos excepcionales. Además, siempre deben seleccionarse los signos distintivos dentro del orden y la moralidad.

La solicitud de registro necesaria para la solicitud de marca precisa que contenga una instancia por la que se solicite el registro de la marca, la identificación del solicitante, el diseño de la marca y los productos para los que se solicita el registro. Tras pasar un examen de admisibilidad y de forma, observaciones de terceros y un examen de fondo, se procede a la asignación legal de la marca al inventor.

Se puede hablar de cuatro tipos de marcas: marcas de garantía, que hacen referencia a los productos que cumplen unos requisitos de calidad comunes, las marcas internacionales, que aplican internacionalmente, marcas comunitarias o de la Unión Europea, y nombres comerciales.

2.3 Patentabilidad

Las siguientes categorías pueden ser invenciones patentables²:

² RD Artículo 4, Ley 24/2015 de 24 de julio, de Patentes

1. Son patentables, en todos los campos de la tecnología, las invenciones nuevas, que impliquen un salto inventivo y que puedan tener aplicación industrial.
2. La materia biológica aislada podrá ser objeto de un invento, aún cuando ya exista anteriormente en estado natural.
3. A los efectos de la Ley en vigor, se definirá "materia biológica" como aquella que contenga información genética autorreproducible.

Se incluye un apartado en el que se especifican las categorías que no se consideran invenciones:

- a) Los descubrimientos, las teorías científicas y los métodos matemáticos.
- b) Las obras literarias o artísticas, así como las obras científicas.
- c) Los planes, reglas y métodos para el ejercicio de actividades intelectuales, juegos o actividades económico-comerciales, así como los programas de ordenadores.
- d) Las formas de presentar información.

También se establece que lo mencionado en el apartado anterior excluye la patentabilidad de las materias o actividades dispuestas en el mismo únicamente mientras la solicitud de patente o la patente haga referencia solamente a una de ellas considerada como tal. Se dedica a su vez un apartado a las excepciones existentes a la patentabilidad³, resultando de especial interés el cuarto punto: los métodos de tratamiento quirúrgico, terapéutico o métodos de diagnóstico del cuerpo humano o animal. Esta disposición no será aplicable a los productos, concretamente a las sustancias o composiciones, ni a las invenciones de instrumentos para el ejercicio de dichos métodos.

La invención se puede considerar como nueva si no existe en el estado de la técnica⁴. Se incluye a su vez el estado de la técnica de solicitudes de patentes europeas o internacionales que designen España. Cabe destacar que, para que la invención sea considerada actividad inventiva, dicha invención no debe resultar del estado de la técnica de una manera evidente a ojos de un experto en la materia, no teniéndose en cuenta las patentes europeas o internacionales. Por último, se define que una aplicación industrial existirá si puede ser fabricado y aplicado a cualquier industria.⁵

³ RD Artículo 5, Ley 24/2015 de 24 de julio, de Patentes

⁴ RD Artículo 6, Ley 24/2015 de 24 de julio, de Patentes

⁵ RD Artículo 9, Ley 24/2015 de 24 de julio, de Patentes

2.4 Propiedad de la patente

2.4.1 Inventor

El derecho a la patente pertenece al inventor o a sus causahabientes⁶, y es a su vez transmisible por todos los medios que el derecho conoce. En el caso de invenciones realizadas por más de una persona en conjunto, el derecho de pertenencia de patente pertenecerá a todas ellas. Además, el inventor cuenta con el derecho a ser mencionado como inventor de la patente, a diferencia del solicitante de la patente, por lo que la solicitud deberá designar al inventor.

En el caso de que un mismo invento haya sido desarrollado por varias personas de forma simultánea e independiente, el derecho a la patente le corresponderá a aquella persona cuya solicitud tenga la fecha más temprana en España.

2.4.2 Solicitante

La Ley también considera la solicitud de patente por persona no legitimada o una reivindicación de titularidad. Es decir, el solicitante es un papel distinto al del inventor, que puede o no coincidir con la persona en cuestión. En el caso en el que la persona no sea la misma para las figuras del inventor y del solicitante, la documentación deberá incluir una declaración en la que se especifique cómo ha adquirido el solicitante el derecho a la patente. En el procedimiento ante la OPEM se establece que al solicitante se le otorga el derecho a la patente.

Si se dispone de una sentencia que otorgue el derecho a la patente a una persona diferente del solicitante y dicha patente no ha sido concedida todavía, la persona en cuestión tendrá un plazo de 3 meses para:

- Subrogarse en lugar del anterior solicitante.
- Presentar una nueva solicitud de patente.
- Pedir la denegación de la solicitud.

⁶ RD Artículo 10, Ley 24/2015 de 24 de julio, de Patentes

Si la patente es concedida a una persona no legítima según lo establecido en el párrafo anterior, la persona legítima conserva el derecho a la reivindicación de su titularidad sobre la patente. De esta manera, cuando una persona tenga derecho únicamente a una parte específica de la patente, podrá reivindicar la atribución de cotitularidad de la misma a su persona. Queda definido por tanto que, cuando se produzca un cambio de titularidad de una solicitud o patente como consecuencia de alguno de los casos especificados con anterioridad, las licencias y el resto de derechos de terceros sobre la patente desaparecerán por la inscripción en el Registro de Patentes de la persona legitimada.

Antes de que se presente la demanda judicial, el titular de la solicitud y el titular de una licencia obtenida podrán iniciar y continuar la explotación tras solicitar una licencia no exclusiva al nuevo titular inscrito en el Registro de Patentes. Esto no será válido en el caso en el que el titular de la patente hubiera actuado con perfidia en el proceso de explotación de la licencia.

2.5 Solicitud de la patente

La OEPM o el órgano competente de la comunidad autónoma son los organismos encargados de recibir las solicitudes de las patentes. La estructura de la solicitud consta de: una instancia de solicitud dirigida al Director de la Oficina Española de Patentes y Marcas, una descripción de la invención para la que se solicita la patente, una o varias reivindicaciones, dibujos a los que hagan referencia la descripción y/o las reivindicaciones y un resumen de la invención. El idioma de la solicitud será castellano o, en su defecto, el idioma oficial de la CCAA, incluyendo un resumen en castellano. Será preciso realizar el pago de la tasa asignada a la presentación de la solicitud y, en caso de necesidad, también el pago de la tasa debido al informe de la técnica.

La fecha de presentación de la solicitud coincidirá con la fecha de entrega de la documentación por parte del solicitante a las oficinas autorizadas.⁷ La documentación presenta los siguientes requisitos: indicación de solicitud de patente, datos personales y de contacto del solicitante, y descripción de la invención.

El invento se considerará como una sola unidad, comprendido por una única invención o un grupo de invenciones relacionadas entre sí, que deberán percibirse como diferentes patentes si fuera necesario, y todas ellas contando con la misma fecha de solicitud.

⁷ RD Artículo 24, Ley 24/2015 de 24 de julio, de Patentes

2.6 Estructura de la patente

En este apartado se explicarán las distintas partes de las que consta la solicitud de patente. La estructura de la solicitud puede hallarse con todo detalle en el Real Decreto 2245/1986 del 10 de octubre.

2.6.1 Resumen

La finalidad del resumen es aportar una visión general del concepto de la invención, excluyéndose su uso para delimitar la definición legal del invento. Debe incluir un título y resumir de forma clara y concisa el contenido de la descripción y de las reivindicaciones en un máximo de 50 palabras. En el caso de adjuntar dibujos al resumen, deben ir al final del texto del mismo.

2.6.2 Descripción de la invención

Esta sección debe explicar con todo detalle el funcionamiento y diseño de la invención de forma clara y concisa, y evitando ambigüedades. El orden debe ser el que se especifica a continuación:

En primer lugar se indicarán el título del invento y el sector de la técnica referente a la invención. Después se añadirá el estado de la técnica conocido hasta la fecha de solicitud, mencionando aquella parte que pueda contribuir a la mejor comprensión del invento.

A continuación se incluirá la descripción del invento, con los detalles necesarios para facilitar la comprensión del texto y asegurando que sea acorde a las reivindicaciones. También se deberá indicar el salto inventivo con respecto al estado de la técnica, es decir, las mejoras que se consiguen con respecto a patentes anteriores.

Por último, será preciso incluir una breve descripción de los dibujos asociados -los cuales irán al final del documento- y uno o varios modos de realización de la invención. La aplicación industrial debe ser evidente en la descripción o, en caso contrario, ser descrita al final.

2.6.3 Reivindicaciones

Las reivindicaciones delimitan legalmente el invento, marcando los límites de la protección. Deben estar redactadas de forma muy clara y concisa, y han de estar basadas en la descripción. Deben estar numeradas e incluir un preámbulo que indique la designación del objeto de la invención y las características técnicas necesarias para la definición de las reivindicaciones.

Podrán emplearse los dos tipos de reivindicaciones, siendo éstos de tipo independiente y de tipo dependiente, de forma que de una reivindicación independiente dependan una o varias reivindicaciones dependientes.

2.6.4 Dibujos

En esta sección se revisará la normativa vigente a seguir a la hora de incluir imágenes en una solicitud.⁸ La superficie de las hojas que incluyan los dibujos debe ser de un máximo de 26,2 por 17 centímetros. Las hojas prescindirán de marco alrededor de su superficie. Los márgenes mínimos serán los detallados a continuación:

Margen superior: 2,5 centímetros
Margen izquierdo: 2,5 centímetros
Margen derecho: 1,5 centímetros
Margen inferior: 1 centímetro

Las normas más importantes a seguir en la sección de dibujos son las siguientes:

- Los dibujos deben ser realizados en líneas y trazos negros, bien delimitados y uniformes.
- Salvo en casos excepcionales, los detalles serán representados a una escala de dos tercios.
- La totalidad de las letras, cifras y signos de referencia que figuren los dibujos deben ser claros y sencillos. Se deberá evitar el uso de paréntesis, círculos o comillas, en combinación con cualquiera de las primeras.
- Todos los elementos de una misma imagen mantendrán una proporción adecuada entre ellos, a salvedad de excepciones consideradas por motivos de comprensión.

⁸ RD Artículo 9 y 10, Ley 2245/1986 de 10 de octubre, de Patentes

- La altura de las cifras y letras no debe superar los 0,32 centímetros. El tipo de fuente debe ser del abecedario latino, y se podrá utilizar el alfabeto griego para ilustraciones.
- Una misma hoja puede incluir más de una ilustración.
- Los dibujos deben disponerse de forma vertical y separados entre sí, pero sin excesivo espacio. En caso de estar dispuestos horizontalmente, se colocarán en la parte superior izquierda de la hoja.
- Los dibujos se numerarán consecutivamente en números árabes, con independencia del número de hoja.
- Los signos de referencia se emplearán para las figuras únicamente si se hace referencia a ellos en la descripción y en las reivindicaciones, y en tal caso, deben ser idénticos en la totalidad de la solicitud.
- Las figuras no contendrán texto, a salvedad de indicaciones escuetas imprescindibles para la comprensión de las mismas. Se aceptará su sustitución en otra lengua.
- Los esquemas de etapas de un proceso y diagramas se considerarán figuras.

2.6.5 Informe sobre el estado de la técnica

1. El Registro de la Propiedad Industrial iniciará el proceso de redacción del informe sobre el estado de la técnica en un plazo de tres meses desde el momento en el que el solicitante haya solicitado su elaboración y se hayan superado los exámenes establecidos.⁹
2. El documento sobre el estado de la técnica comentará los elementos del estado de la técnica presentes en el Registro de la Propiedad Industrial en el momento de establecer el informe.
3. Cada mención tendrá su origen indicado correctamente e irá relacionada con la reivindicaciones correspondientes.

⁹ RD Artículo 17 y 18, Ley 2245/1986 de 10 de octubre, de Patentes

4. Los documentos mencionados en el informe sobre el estado de la técnica estarán claramente distinguidos en cuanto a fecha de prioridad y presentación, indicando las publicaciones antes de la fecha de prioridad, entre la fecha de prioridad y la fecha de presentación y en la fecha de presentación o con posterioridad. Se clasificará a su vez según la clasificación internacional.
5. El informe de la técnica incluirá, si se da el caso, posibles divulgaciones orales.
6. Se deberá aportar al estado de la técnica una consideración personal sobre el cumplimiento o no de los requisitos de patentabilidad establecidos en la Ley por parte del invento. Si la invención se considera nueva, es susceptible de aplicación industrial por el salto inventivo que supone.
7. Tras la elaboración del documento sobre el estado de la técnica, el Registro de la Propiedad Industrial procederá a su traslado al solicitante de la patente y a su publicación.

Tras la publicación del informe sobre el estado de la técnica en el Boletín Oficial de la Propiedad Industrial, en el plazo de dos meses toda persona tendrá el derecho de objetar de forma razonada y debidamente documentada acerca de dicho informe.

Tras la finalización del plazo establecido en el párrafo anterior, el solicitante dispone de dos meses para realizar las modificaciones pertinentes indicadas en las observaciones.

2.6.6 Ejemplo de las partes de una patente

A continuación se pueden apreciar las distintas partes de una patente en las figuras 1, 2, 3 y 4.

United States Patent [19]		[11]	4,194,707
Sharpe		[45]	Mar. 25, 1980
[54] LIFT AUGMENTING DEVICE FOR AIRCRAFT [76] Inventor: Thomas H. Sharpe, 502 Dorr Ave., Belvedere, S.C. 29841 [21] Appl. No.: 861,269 [22] Filed: Dec. 16, 1977 [51] Int. Cl.² B64C 29/00; B64C 39/00 [52] U.S. Cl. 244/9; 244/12.3; 244/12.5; 244/208; 244/53 B; 416/108; 416/111 [58] Field of Search 244/9, 10, 11, 13, 19, 244/20, 21, 22, 23 D, 39, 206, 110 B, 12 S, 12.1, 53 B, 12.3, 208; 416/108, 110, 111		3,065,938 11/1962 Dornier 244/10 3,178,131 4/1965 Lang 244/206 3,292,864 12/1966 Edkins 244/23 D 3,871,602 3/1975 Kissinger 244/13 3,909,219 9/1975 Pharris 244/12.5 FOREIGN PATENT DOCUMENTS 581242 8/1958 Italy 244/12.1 360249 3/1932 United Kingdom 244/9 Primary Examiner—Galen L. Barefoot Attorney, Agent, or Firm—B. J. Powell	
[56] References Cited U.S. PATENT DOCUMENTS 1,753,252 4/1930 Strandgren 416/108 2,004,561 6/1935 Platt 244/20 2,123,916 7/1938 Rohrbach 244/20 2,344,515 3/1944 Maney 244/10 2,951,660 9/1960 Gibberty 244/23 D		[57] ABSTRACT A lift augmenting device to provide a vertical take-off capability in aircraft which includes a pair of rotor assemblies with independently individually pivoted rotor vanes so that the attitude of the vanes can be changed at different positions along the circumferential rotational path of the vanes as they rotate with the rotor assemblies to pump air therethrough and selectively generate lift on the aircraft.	
		9 Claims, 9 Drawing Figures	

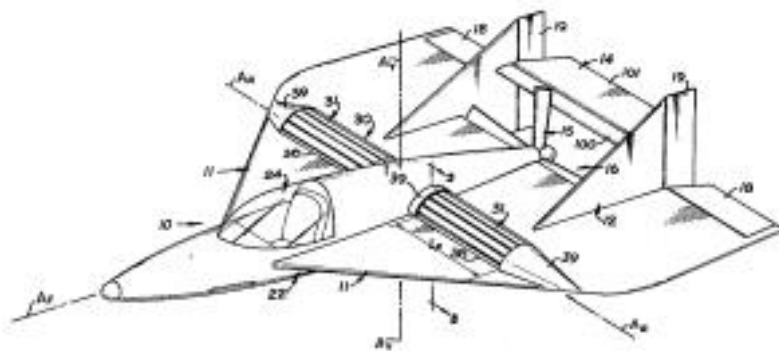


Figura 1. Dispositivo aumentador de la sustentación para aviones. Fuente: (Sharpe, 1980)

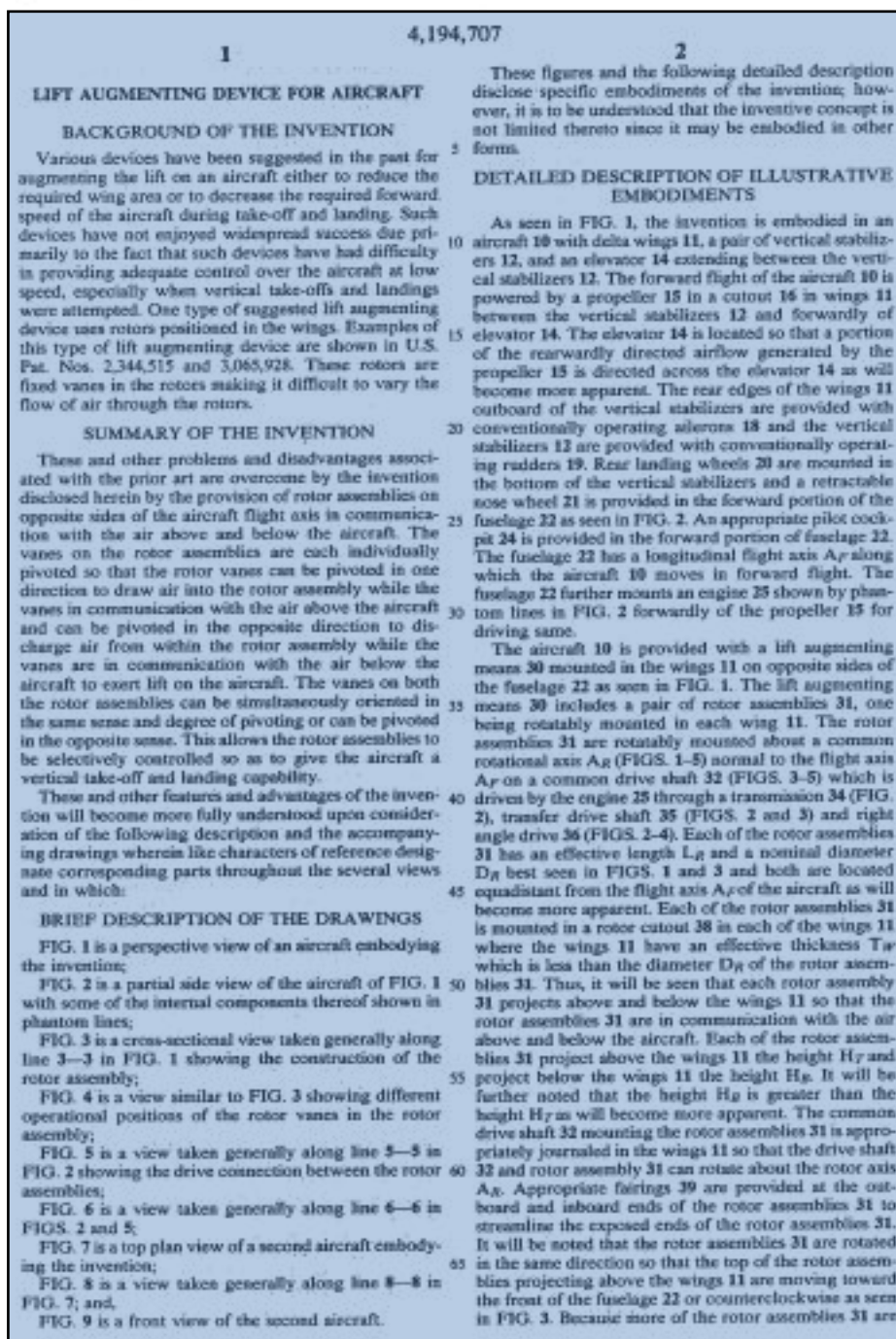


Figura 2. Dispositivo aumentador de la sustentación para aviones. Fuente: (Sharpe, 1980)

11	4,194,707	12
accurately controlled to maximize the amount of intake air passing into the intakes of the jet engines 228 from the ducts 229. To make a vertical landing with the aircraft 210, it will be seen that the procedure described will be reversed so that the forward flight of the aircraft along the flight axis A_f can be slowed and eventually stopped with the rotor assemblies 231 again supporting the weight of the aircraft for landing. If a failure of the engines 228 is experienced, the rotor assemblies 231 can be manipulated similarly to that described for the first embodiment of the invention to speed up the free wheeling rotation of the rotor assemblies 231 to store sufficient rotational momentum therein to allow the rotor assemblies 231 to be reversed just prior to landing and permit safe landing of the aircraft. When this occurs, the gates 238 will usually be opened to increase the exposure of the rotor assemblies 231 to the air below the aircraft so as to rotate the rotor assemblies 231 sufficiently fast to store the required amount of rotational momentum to permit a safe landing.		said inner race member along its positioning path causes said rotor vanes in communication with the air above the aircraft to pivot individually about their respective individual vane pivot axes in one pivotal direction while simultaneously causing said rotor vanes in communication with the air below the aircraft to pivot about their individual pivot axes in the opposite pivotal direction to selectively change the amount of air pumped from about the aircraft to below the aircraft and thereby change the lift imparted to the aircraft by said rotor means; and a common drive mechanism controller operatively connecting said inner race members to selectively position said inner race members along their respective said positioning paths, said drive mechanism including first vane attitude control means selectively operated from the pilot cockpit for simultaneously moving both of said inner race members along said positioning paths in the same direction and second vane attitude control means selectively operated from the pilot cockpit for simultaneously moving said inner race members along their respective said positioning paths in opposite directions, said second vane attitude control means moving said inner race members independently of said first attitude control means.
I claim: 1. A lift augmenting device for an aircraft having a longitudinal flight axis along which the aircraft flies and a pilot cockpit and defining a pair of air intake ducts therein having forwardly facing air intakes thereon on opposite sides of the aircraft flight axis, said lift augmenting device comprising: a pair of rotor assemblies positioned on opposite sides of the aircraft flight axis and rotatable about a common horizontal rotor axis generally normal to the aircraft flight axis, both of said rotor assemblies communicating with the air above and below the aircraft, one of said rotor assemblies operatively communicating with each of said air intake ducts for pumping air from within said intake duct through said rotor assembly to below the aircraft, each of said rotor assemblies including: a plurality of rotor vanes circumferentially spaced about and rotatable with said rotor assembly, each of said rotor vanes individually pivoted about an individual vane pivot axis generally parallel to said rotor axis; closure means for selectively closing each of said air intakes to said air intake ducts; louver means for selectively connecting each of said air intake ducts to the air above the aircraft; and vane control means for selectively controlling said rotor vanes on both of said rotor assemblies as said rotor vanes rotate with said rotor assemblies about said rotor axis to selectively change the lift imparted to the aircraft by said rotor assemblies; said vane control means including: a pair of positioning drive mechanisms, one of said positioning drive mechanisms operatively associated with said rotor vanes of each of said rotor assemblies and including an inner race member rotatably fixed with respect to said common rotor axis and diametrically movable with respect to said common rotor axis along a positioning path generally normal to said rotor axis and the aircraft flight axis, an outer positioning ring rotatably mounted on said inner race member for rotation about said inner race member with said rotor assembly associated therewith, and a plurality of positioning links connecting said outer positioning ring individually with each of said rotor vanes on said rotor assembly so that shifting		2. A lift augmenting device for an aircraft having a longitudinal flight axis along which the aircraft flies and a pilot cockpit; defining a pair of air intake ducts therein on opposite sides of the aircraft flight axis having forwardly facing air intakes thereon and a rear end; and including forward propulsion means operatively associated with the rear ends of the air intake ducts for generating forward thrust to propel the aircraft forwardly along the aircraft flight axis; said lift augmenting device comprising: a pair of rotor assemblies positioned on opposite sides of the aircraft flight axis and rotatable about generally horizontal rotor axes, one of said rotor assemblies communicating with each of said air intake ducts between the air intake thereon and the rear end thereof and with the air below the aircraft so that each rotor assembly can selectively pump air from within the duct to below the aircraft; closure means for selectively closing the air intakes to the air intake ducts; and louver means for selectively connecting each of the air intake ducts between the air intake thereon and the rear end thereof to the air above the aircraft so that, when said closure means closes the air intakes and said louver means connects the air intake ducts to the air above the aircraft, said rotor assemblies can pump air from above the aircraft through the air intake ducts to below the aircraft to generate lift on the aircraft. 3. The lift augmenting device of claim 2 wherein the center of gravity of the aircraft is located rearwardly of the lift forces generated by said rotor assemblies so that the rear end of the aircraft is urged downwardly when said rotor assemblies lift the aircraft and further including elevator flap means operatively associated with the forward thrust generating gas stream from the forward propulsion means so that said elevator flap means cooperates with the forward thrust generating gas stream to selectively impart a lifting force to the aircraft rear-

Figura 3. Dispositivo aumentador de la sustentación para aviones. Fuente: (Sharpe, 1980)

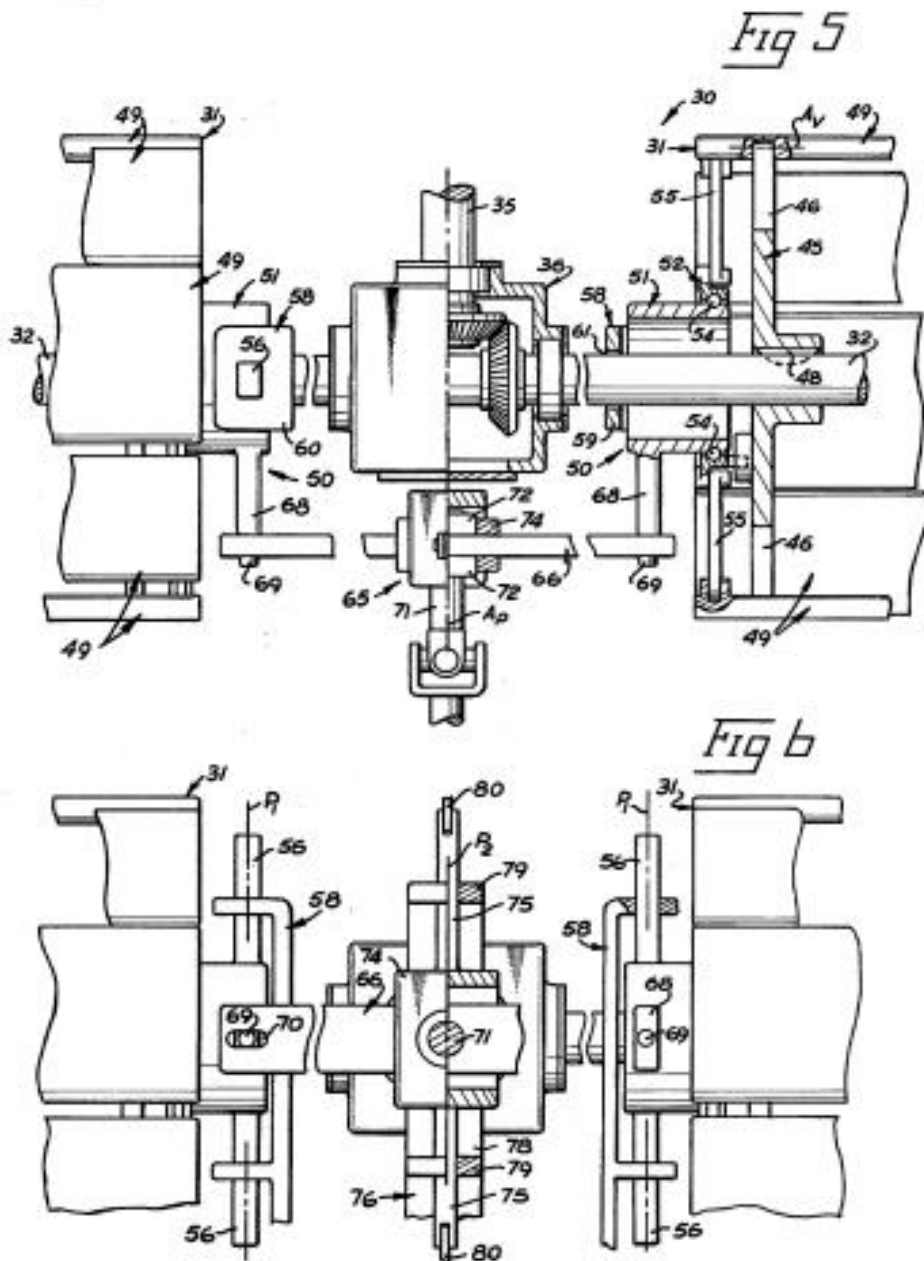


Figura 4. Dispositivo aumentador de la sustentación para aviones. Fuente: (Sharpe, 1980)

Se ha dejado indicado en forma de recuadros de colores las distintas partes de una patente, cuyo significado se explicará a continuación:

- Recuadro verde: información general como los nombres de la patente, solicitante e inventor, o la fecha de solicitud.
- Recuadro rojo: referencias citadas
- Recuadro amarillo: resumen de la patente
- Recuadro azul: descripción de la invención
- Recuadro gris: reivindicaciones

Por último, aparecen algunos de los dibujos del invento.

2.7 Derechos y deberes del propietario

En esta sección se definirán los derechos y obligaciones del propietario de la patente establecidos por la Ley 24/2015 del 24 de julio de Patentes.

2.7.1 Concesiones de la patente

En el artículo 50 de la Ley 24/2015 del RD del 24 de julio de Patentes, se establecen la duración y las limitaciones de uso a terceros. La patente cuenta con una duración y cómputo de los efectos máximo de 20 años desde la fecha de concesión de la solicitud. El titular ostenta la potestad de impedir la explotación directa de la invención a toda persona que no le otorgue su consentimiento. Las actividades que se consideran dentro del marco de la explotación son la fabricación, venta y, en conclusión, comercio de dicho invento, el uso de un procedimiento patentado para la fabricación de un producto, y el comercio con un producto fabricado con el procedimiento patentado.

Por otro lado, el titular tiene el derecho de prohibir la explotación indirecta del producto o procedimiento patentado. Un ejemplo sería la prohibición a una empresa de suministrar los medios y suministros para la fabricación de la invención.

2.7.2 Obligaciones al propietario

Las obligaciones de explotación de la patente cara al propietario se encuentran recogidas en el artículo 90 de la Ley 24/2015 del Real Decreto, del

24 de julio de Patentes. Cabe destacar que el propietario debe explotar el invento patentado y demostrar dicha actividad en un plazo máximo de 4 años desde que se autoriza la solicitud, siendo la condición de explotación que sea lo suficientemente activa y rentable como para abastecer la demanda en el mercado español.

2.8 Conclusiones

En este capítulo se han explicado los tipos de Propiedad Industrial, la manera de protegerlos y las condiciones de los mismos para considerarlos como tal. Después se ha estudiado la propiedad desde la visión del solicitante y el inventor. Otra de las secciones ha estado enfocada a la explicación de las partes consistentes de una patente y se ha acompañado de un ejemplo de una patente real.

El siguiente capítulo tiene el objeto de revisar la evolución de la aerodinámica, desde el punto de vista de las alas y de las aeronaves completas, así como explicar las bases de la ciencia por las que se rige, esto es, el estudio del comportamiento de la mecánica de fluidos alrededor de un cuerpo.

Capítulo 3

Evolución de la aerodinámica

En el capítulo anterior se hizo una revisión de los requisitos y condiciones de la Propiedad Industrial, explicando las maneras de proteger la propiedad, las funciones del solicitante y del inventor, la estructura general de una patente y los derechos y obligaciones del propietario. En este capítulo se analizarán los conceptos referentes a la aerodinámica, desde la historia de las aeronaves y las alas, pasando por la explicación de los fundamentos básicos de la mecánica de fluidos y de la aeronavegabilidad, hasta la clasificación actual de los tipos de perfiles aerodinámicos y elementos de sustentación.

3.1 Historia del vuelo

La aviación es uno de los mayores inventos del hombre. La idea en la que se basa, la aerodinámica, fue primeramente abordada por el matemático y filósofo griego Arquitas de Tarento, amigo de Platón, hacia el año 400 a.C. Construyó y estudió el funcionamiento de una paloma mecánica que se mantenía en suspensión impulsada por una corriente oculta de aire que circulaba en su interior. El diseño, construido en madera, fue un invento muy avanzado para su época. Se muestra a continuación una representación de este modelo:

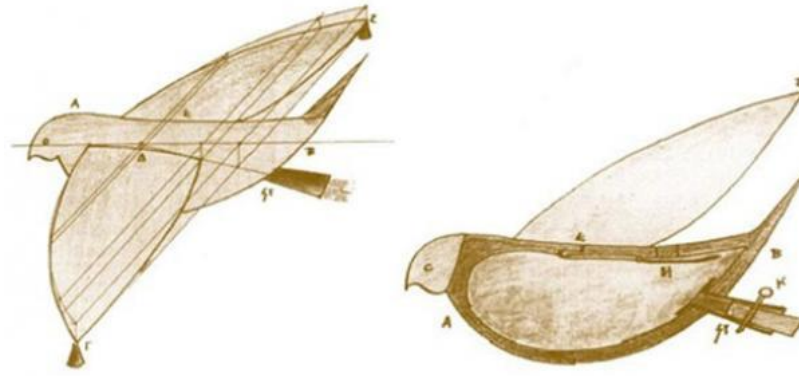


Figura 5. Paloma mecánica de Arquitas de Tarento. Fuente: (Isora, 2014)

Sin embargo, se podría considerar que el primer precursor del vuelo del hombre fue Leonardo da Vinci en el siglo XV con el invento de la máquina voladora, cuyo esquema se puede encontrar representado en la figura 6, que estaba concebida de tal forma que el piloto moviera las alas con las manos y los pies, y la cola con la cabeza. Este diseño fue uno de los más atrevidos dentro de su colección, y requirió de la observación del vuelo de los pájaros e insectos durante innumerables días, trazando diferentes diseños hasta dar con el adecuado. Sin embargo, admitió que el problema que presentaba este modelo era la incapacidad de la persona piloto de generar energía suficiente por sí mismo para alcanzar la sustentación necesaria para volar, pues los músculos humanos mantienen una relación diferente de potencia y peso que los de las aves. A partir de este momento la evolución no cesó, pasando por innumerables mejoras de numerosos científicos, entre ellos, los famosos hermanos Wright, hasta llegar al modelo actual de aeronave.



Figura 6. Máquina voladora de Leonardo Da Vinci. Fuente: (Revista de Historia, 2016)

La gran evolución del avión ha permitido que actualmente sea el medio de transporte más seguro y el más dotado para conectar lugares que se encuentran a miles de kilómetros de distancia, llegando a movilizar a millones de personas al año.

A continuación se mostrará una tabla con la clasificación de las diversas aeronaves existentes:

Aeronaves				
Aerostato	Aerodino			
	Sin motor		Con motor	
		Ala fija	Ala giratoria	
	Velero			
Dirigible	Planeador	Avión	Autogiro	
Globo	Parapente	Anfibio	Convertible	Ornitóptero
	Ala delta	Hidroavión	Girodino	
			Helicóptero	

Figura 7. Tabla de la clasificación de las aeronaves. Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

La diferencia entre los aerostatos y los aerodinos es la ligereza. Los primeros utilizan un fluido menos denso que el aire para el vuelo, y logran compensar el peso de la aeronave con las fuerzas de flotación generadas. Los aerodinos resultan más pesados que el aire, y es por ello por lo que precisan generar fuerzas aerodinámicas mediante una velocidad relativa entre la aeronave y el aire atmosférico. Estas fuerzas aerodinámicas pueden aparecer de dos maneras diferentes: mediante el intercambio de energía potencial por energía cinética –es el caso de los aerodinos sin motor-, y mediante el empuje generado por un sistema de motores para alcanzar la velocidad necesaria para la aparición de las fuerzas de sustentación –caso de aerodinos con motor-.

Este estudio se centra en los aerodinos con motor de ala fija, concretamente en los aviones, por presentar la posibilidad de una mayor repercusión con toda innovación relacionada al tratarse del modelo de aeronave más extendido y desarrollado en la actualidad. Por ello, con la finalidad de obtener una visión más global del área de estudio de este proyecto, se analizarán sus elementos más importantes. Se tomará como imagen de apoyo la número 8, mostrada a continuación:

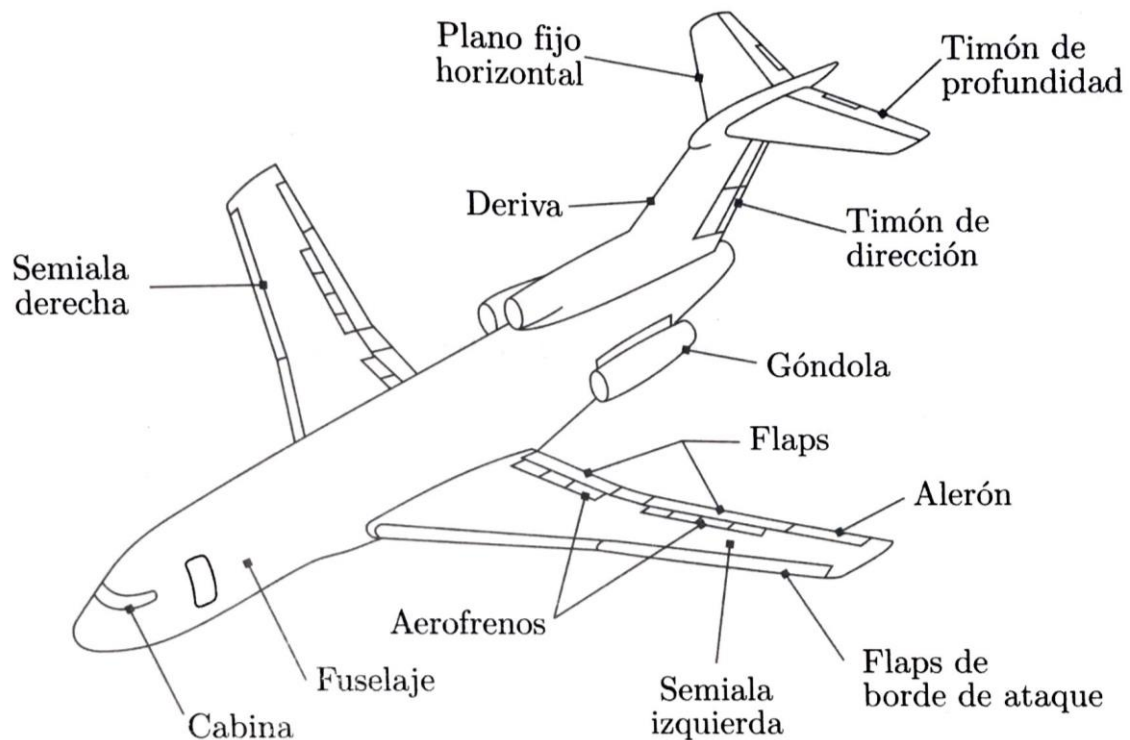


Figura 8. Configuración de un avión. Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

La parte más característica del avión es el conjunto de las dos alas, encargadas de proporcionar la sustentación. En ellas es habitual la presencia de superficies aerodinámicas como alerones, *flaps*, *flaps* de borde de ataque y aerofrenos, cuyo despliegue sirve para modificar las fuerzas aerodinámicas sobre el ala con distintas finalidades, entre ellas incrementar la sustentación del ala durante las operaciones de despegue y aterrizaje, contribuir al frenado del avión durante el aterrizaje y controlar la maniobra de vuelo de la aeronave mediante la generación de fuerzas y momentos que orientan su trayectoria.

El avión cuenta con otras superficies aerodinámicas ubicadas en la parte posterior, denominadas estabilizadores horizontal y vertical, cuyo objetivo es aportar estabilidad en la trayectoria de la aeronave. El timón de profundidad controla la inclinación del avión con respecto a una referencia horizontal, mientras que el timón de dirección regula el rumbo de la aeronave.

3.2 Aspecto del perfil aerodinámico

Aunque el perfil alar se ha encontrado en un estado de constante evolución desde el descubrimiento de la aerodinámica, los primeros hallazgos no comenzaron a ser patentados hasta mediados del siglo XX. Las patentes referentes a este aspecto del ala se encuentran recogidas en la Clasificación Internacional bajo el código B64C/141. La mayor parte de ellas desarrollan sistemas de chorros propulsados desde el interior y hacia el exterior del ala, mejorando de esta manera ciertos parámetros aerodinámicos. Para una mejor comprensión del funcionamiento de este sistema, se dedicarán unas páginas a la explicación de los distintos fenómenos que afectan a la aeronavegabilidad.

3.2.1 Comportamiento de los fluidos

La mecánica de fluidos es la rama de la mecánica que estudia el comportamiento de los fluidos en su interacción con superficies sólidas o con distintos fluidos. Su movimiento obedece las leyes de conservación de la masa [1], conservación de la cantidad de movimiento [2] y conservación de la energía [3]:

$$\frac{dm}{dt} = 0 = \frac{d}{dt} \iiint_{VC} \rho dV + \iint_{SC} \rho (\bar{v}_r \cdot \bar{n}) dA \quad [1]$$

siendo VC volumen de control y SC superficie de control

$$\frac{d(m\bar{v})}{dt} = \frac{d}{dt} \iiint_{VC} \rho \bar{v} dV + \iint_{SC} \rho \bar{v} (\bar{v}_r \cdot \bar{n}) dA = \sum \bar{F} \quad [2]$$

$$\frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} = \frac{dE}{dt} = \frac{d}{dt} \iiint_{VC} \rho e dV + \iint_{SC} \rho e (\bar{v}_r \cdot \bar{n}) dA \quad [3]$$

siendo e la suma de energía interna, potencial y otras (despreciables aquí) [4]:

$$e = \tilde{u} + \frac{1}{2} v^2 + gz \quad [4]$$

siendo $\dot{W}$ la suma del trabajo ejercido sobre elementos móviles y del trabajo debido a las fuerzas de presión y de viscosidad [5]:

$$\dot{W} = \dot{W}_{ext} + \dot{W}_{presión} + \dot{W}_{viscosidad} \quad [5]$$

En el contexto de un flujo estacionario, ideal (viscosidad despreciable), incompresible (densidad constante) y donde sólo actúan las fuerzas de presión, los fluidos mantienen la relación expresada por la ecuación de Bernoulli [6]:

$$\frac{1}{2}\rho v_1^2 + p_1 + \rho g z_1 = \frac{1}{2}\rho v_2^2 + p_2 + \rho g z_2 \quad [6]$$

siendo 1 y 2 los puntos de inicio y final respectivamente

Daniel Bernoulli determinó con esta ecuación la relación de los cambios de presión con la velocidad y altura entre dos puntos a lo largo de una línea de corriente.

Todo fluido que circula alrededor de un cuerpo se comporta de una manera determinada en función de su proximidad a la superficie del cuerpo en cuestión. Del estudio de esta situación surge la teoría de la capa límite, la cual establece que el fluido se desarrolla de una manera determinada en función de del balance entre las fuerzas viscosas y las convectivas. Las fuerzas viscosas son las responsables de amortiguar las perturbaciones introducidas en el flujo, mientras que las fuerzas convectivas contribuyen a amplificar dichas perturbaciones. Si las fuerzas viscosas son mayores que las convectivas se logra un movimiento ordenado del fluido al amortiguar las perturbaciones, y nos encontraríamos ante una situación de flujo laminar. El caso contrario es flujo turbulento, es decir, un movimiento desordenado debido a que las fuerzas viscosas no son lo suficientemente grandes como para amortiguar las perturbaciones amplificadas por las fuerzas convectivas.

En la siguiente imagen se ilustra el desarrollo de la capa límite a lo largo de una superficie genérica:

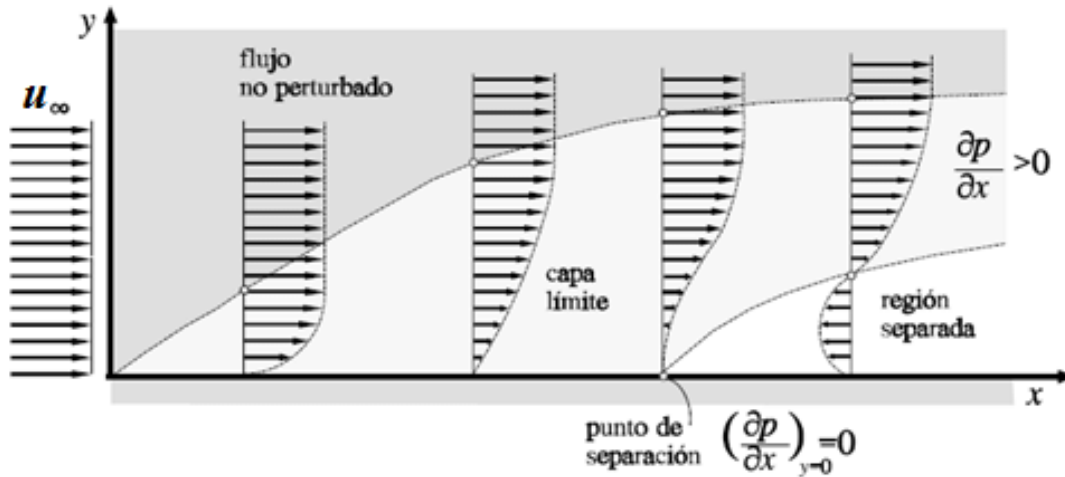


Figura 9. Desarrollo de la capa límite a lo largo de una superficie. Fuente: (Arbej, 2014)

El eje Y representa la distancia vertical –perpendicular a la velocidad entrante- y el eje X la longitud de la superficie –en el sentido de la corriente-. La capa límite se caracteriza porque dentro de ella existe un gradiente de velocidades, mientras que fuera de ella no. Como se ve en la imagen, la velocidad entrante u_{∞} es constante para cualquier valor de y . Según se avanza en x , la velocidad para valores de y correspondientes al interior de la capa límite es variable –las partículas fluidas son desaceleradas por el efecto de las fuerzas viscosas-, mientras que para los valores de y correspondientes al exterior de la capa límite es constante e igual a u_{∞} . Cabe destacar que el gradiente de presiones dentro de la capa límite a lo largo del eje X es positivo.

La capa límite ostenta otra característica irrefutable, que es su desprendimiento. Como se ha mencionado anteriormente, las fuerzas viscosas reducen paulatinamente la velocidad del fluido dentro de la capa límite, cada vez con mayor intensidad. Llega un punto en el que el flujo llega a detenerse por completo, y el gradiente de presiones es nulo. Es en este momento cuando se inicia el desprendimiento de la capa límite y comienza a invertirse el sentido del avance del fluido. Esto provoca una depresión en la región separada que se traduce en una pérdida aerodinámica llamada resistencia de presión o de forma (en inglés, *drag*).

3.2.2 Parámetros aerodinámicos

Una vez conocidos los fenómenos físicos que condicionan el comportamiento de los fluidos, se procede a describir los parámetros aerodinámicos que afectan al vuelo. En primer lugar se mostrarán las partes que conforman un perfil alar:

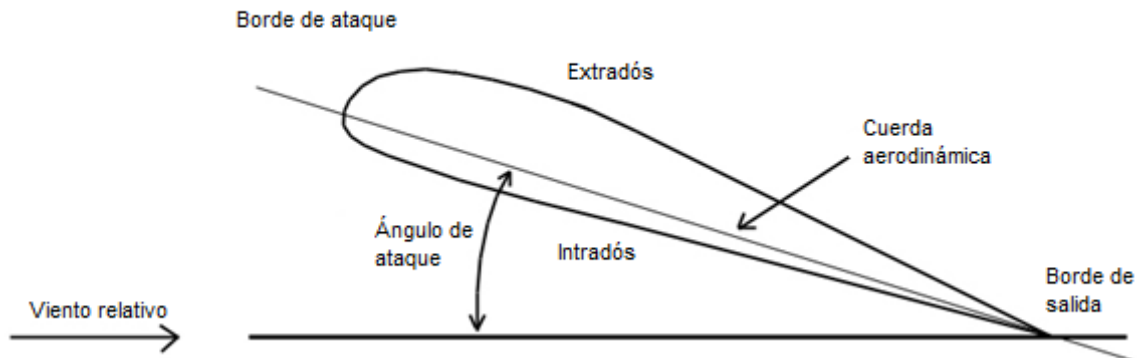


Figura 10. Partes de un perfil de ala. Fuente: elaboración propia

El aire incide en el borde de ataque y se bifurca por las superficies superior e inferior del perfil, denominadas extradós e intradós respectivamente. Por sentido físico, el flujo de aire bifurcado en el borde de ataque debe volver a juntarse en el borde de salida. Como el extradós presenta mayor longitud efectiva que el intradós, el aire debe fluir por el primero a mayor velocidad que por el segundo para que las moléculas de aire separadas en el borde de ataque vuelvan a juntarse en el borde de salida. La ecuación de Bernoulli establece una relación inversa entre la velocidad y la presión; de esta manera, el aire en la parte superior tiene una velocidad mayor que el aire en la parte inferior y, consecuentemente, menor presión. Esta diferencia de presiones es la que origina el efecto de sustentación, una fuerza en sentido ascendente (en inglés, *lift*). La fuerza de sustentación F_L depende del área en planta del cuerpo sustentador, de la velocidad, de la densidad y de un coeficiente C_L de la siguiente manera:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_{planta} \quad [7]$$

Debe tenerse en cuenta además la fuerza de resistencia. Como se comentó en el apartado anterior, esta fuente de resistencia tiene su origen en la característica viscosa del fluido, dando lugar a dos tipos de resistencias: la resistencia de fricción, debida al esfuerzo viscoso en la superficie alar, y la resistencia de presión, causada por la depresión en el desprendimiento de la capa límite. La fuerza de resistencia F_D depende del área (en planta para el caso de alas), de la velocidad, de la densidad y de un coeficiente C_D de la siguiente manera:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A \quad [8]$$

$$\text{siendo } C_D = C_{D,presión} + C_{D,fricción} \quad [9]$$

Ambos coeficientes C_L y C_D dependen del ángulo de ataque y del número de Reynolds.

Considerando también el peso del aparato y el empuje generado por los motores, se representa en la figura 11 el balance de fuerzas global; la fuerza de resistencia y el peso son las fuerzas que se vencen con el empuje y el efecto de sustentación.

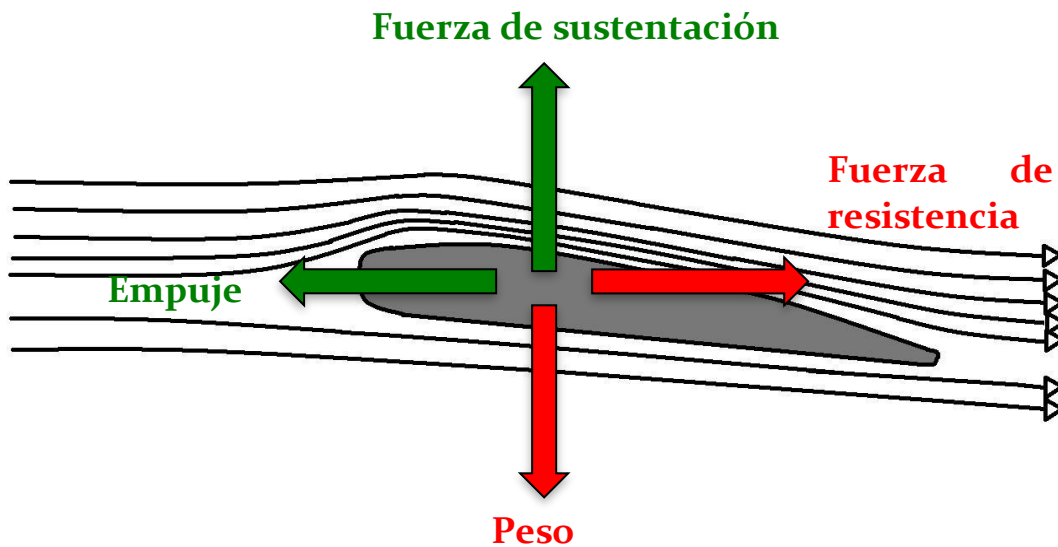


Figura 11. Perfil alar atravesado por una corriente de aire. Fuente: elaboración propia

Por último, pero no por ello menos importante, se explicará el sentido físico del ángulo de ataque. El ángulo de ataque es el ángulo que forman la cuerda aerodinámica y el viento relativo. Durante el despegue, la aeronave debe mantener una inclinación muy precisa para conseguir la sustentación necesaria, que en esa fase del vuelo llevará aparejada una resistencia aerodinámica significativa, que será a su vez compensada con la potencia de los motores. Para un ángulo de ataque de 0° la separación de la capa límite se produce prácticamente en el borde de salida del perfil, con lo que la pérdida aerodinámica es mínima, pero el efecto de sustentación es bajo. Con el aumento del ángulo de ataque crece también la sustentación, pero el punto de desprendimiento de la capa límite se adelanta en el extradós, lo que conlleva mayores turbulencias y mayores pérdidas de eficiencia aerodinámica por una mayor fuerza de resistencia. Es por ello por lo que es preciso realizar la operación de despegue a un ángulo de ataque que presente un buen balance entre pérdida aerodinámica y efecto de sustentación; dicho ángulo habitualmente se encuentra entre los 5 y los 8 grados (entre aproximadamente

13 y 16 grados con respecto al plano horizontal). Aún siendo este ángulo el más empleado por los profesionales del área, existen otros ángulos asociados que también aportan información, como son los ángulos de actitud α y de la trayectoria de la aeronave α_i . Para mayor aclaración, se muestra a continuación un esquema de estos ángulos junto con el de ataque α_o :

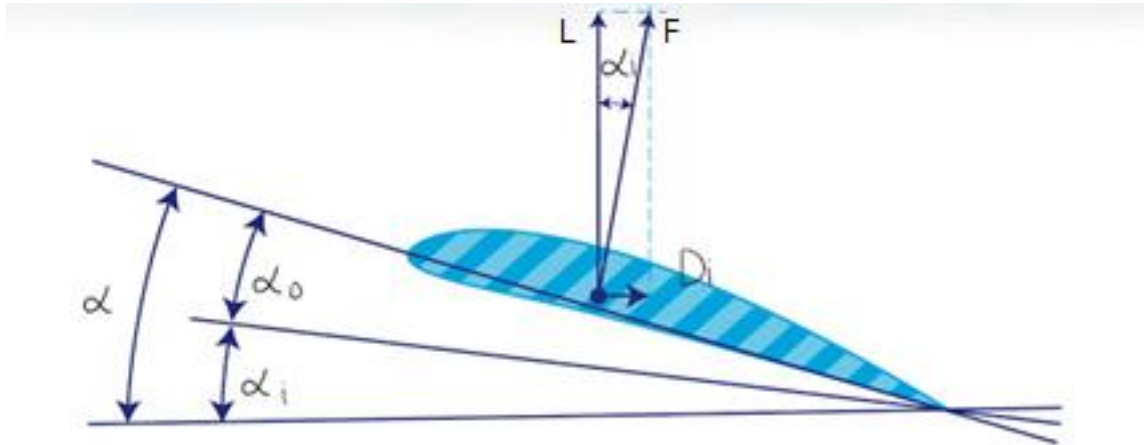


Figura 12. Representación de los ángulos de actitud, ataque y trayectoria. Fuente: (Ledwith, 2012)

Los parámetros explicados en este apartado se consideran los que mayor papel desempeñan en la aerodinámica del vuelo. A continuación se analizarán los diferentes tipos de perfiles existentes.

3.2.3 Tipos de perfiles aerodinámicos

El diseño de los perfiles puede variar en función del objetivo que se persiga, pues son precisamente las curvas, grosores y simetrías las que modifican el comportamiento del fluido que los circunda, determinando de esta manera los parámetros físicos asociados. Estas variaciones se han recogido en distintos grupos que marcarán la clasificación de los tipos de perfiles existentes en la actualidad.

Se pueden encontrar tres tipos de clasificaciones: según su forma, según sus características y según su velocidad de operación. La primera clasificación presenta dos variantes de perfiles:

- Perfiles asimétricos: cuentan con un elevado número de variantes de diseños de superficies superior e inferior. El borde de ataque presenta una superficie superior con mayor longitud efectiva que la de la superficie inferior, provocando que el aire tienda a ir más rápido por la

superficie superior. Como consecuencia directa de esto último, aumenta la diferencia de presión entre ambas superficies, concluyendo en la generación de mayor sustentación. A continuación se plasmará un ejemplo de este tipo de perfil perteneciente a la familia de perfiles NACA.



Figura 13. Perfil NACA 4415, ejemplo de perfil asimétrico. Fuente: (Bazán Mejía, 2013)

- Perfiles simétricos: este tipo de perfiles no tienen curvatura, el centro de presión permanece prácticamente inmóvil bajo distintos ángulos de ataque, proporcionando una buena relación entre la resistencia y la sustentación. El rendimiento de este tipo de perfiles es razonable, su construcción es sencilla y su coste es bajo, aunque produce menos sustentación que el perfil asimétrico y presenta riesgo de desplome. Resultan adecuados para alas rotativas y aviones acrobáticos. Se muestra a continuación a modo de ejemplo una foto de un perfil alar simétrico del modelo de avión Extra EA-300.



Figura 14. Detalle del perfil alar simétrico del modelo Extra EA-300. Fuente: (Bazán Mejía, 2013)

La clasificación de los perfiles según sus características es la siguiente:

- Perfiles de flujo laminar: este tipo de perfil fue desarrollado con el objetivo de que un avión volara a mayor velocidad. Se define por ser más fino que un perfil convencional, tener un borde de ataque más puntiagudo y una casi simetría entre las superficies superior e inferior. Sin embargo, su característica más determinante es que la parte más gruesa del perfil se encuentra en el 50% de la cuerda aerodinámica, frente al 25% del diseño habitual.

Lo que se busca es que el flujo permanezca en estado laminar a lo largo de mayor superficie del ala, es decir, retrasar el punto de desprendimiento de la capa límite para reducir la resistencia aerodinámica. Las curvas de la superficie del ala desde el borde de ataque hasta el punto de máxima curvatura son más graduales que en el diseño convencional, lo que supone una distribución de la presión más uniforme. Por otro lado, en situación de desplome, el punto de desprendimiento de la capa límite se desplaza más rápidamente hacia delante. Se puede observar en la figura 15 una representación de un perfil de flujo laminar:



Figura 15. Perfil de flujo laminar. Fuente: (Bazán Mejía, 2013)

- Perfiles de alta sustentación: se trata de un tipo de perfil habitual en aviones de tipo commuter, pues el rendimiento a velocidad de crucero es bueno aún con una mayor carga en las alas. Así, aviones grandes son capaces de tener alas más pequeñas y con gran alargamiento. El elevado coeficiente de sustentación que proporciona este tipo de perfil permite maniobrar en el aire sin riesgo de entrar en pérdida.
- Perfiles de bajo momento: los perfiles de bajo momento de cabeceo poseen una ligera predisposición a girar hacia delante, por lo que es habitual su aplicación como palas del rotor de helicópteros.
- Perfiles críticos: son aquellos que presentan flujo a velocidad sónica en algunas porciones de la superficie y flujo subsónico en el resto.

Por último, se procede a analizar los perfiles según su velocidad de operación:

3. Evolución de la aerodinámica

- Perfiles subsónicos: este tipo de perfiles se aplican a aeronaves cuya velocidad no sea mayor que la velocidad del sonido. Sus bordes son menos puntiagudos que los perfiles supersónicos y su centro aerodinámico se encuentra entre el 25% y el 50% de la cuerda. Se incluye a continuación una imagen con varios ejemplos de perfiles subsónicos de la familia NACA:

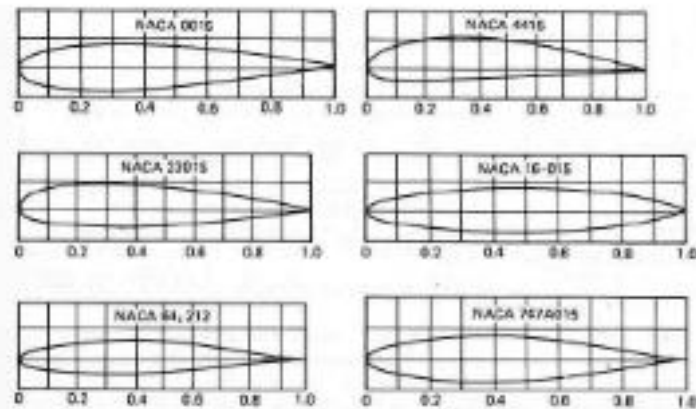


Figura 16. Ejemplos de perfiles NACA para régimen subsónico. Fuente: (Bazán Mejía, 2013)

- Perfiles transónicos: también denominado perfil supercrítico, es el empleado en aviones comerciales y el elegido para el desarrollo de la invención del presente documento. Su diseño busca retrasar la aparición de ondas de resistencia a velocidad transónica. La superficie superior es más plana que en el resto de perfiles, la sección del borde de salida es muy curvada y el borde de ataque es más redondeado al presentar mayor radio que en otros perfiles. El perfil supercrítico surgió en torno al año 1960 gracias a Richard Whitcomb, ingeniero de la NASA. Su función inicial era formar parte de un tipo de transporte supersónico de la NASA, pero finalmente ha resultado de mayor utilidad para aumentar la eficiencia de combustible de muchas aeronaves subsónicas cercanas a alcanzar el número de Mach. Para mayor aclaración, se muestra en la figura 17 un dibujo de un perfil de este tipo con indicaciones de una onda de resistencia y la capa límite desprendida retardada, y por lo tanto más pequeña:

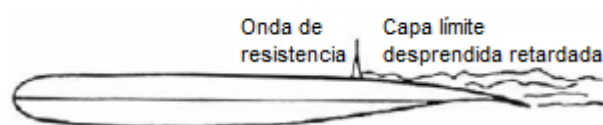


Figura 17. Perfil aerodinámico supercrítico. Fuente: (Bazán Mejía, 2013)

- Perfiles supersónicos: este tipo de perfiles está diseñado para aviones que vuelen a velocidades supersónicas, proporcionando una sustentación eficiente. Su sección es fina y suele estar delimitada por planos en ángulo o arcos opuestos, llamados perfiles de cuña doble o perfiles biconvexos. Los bordes de ataque y salida son muy puntiagudos, lo que evita la aparición de ondas de choque al frente del perfil. Sin embargo, un borde de ataque afilado supone mayor sensibilidad a variaciones del ángulo de ataque, lo que precisa el uso de dispositivos hipersustentadores como *slats* y *flaps* para aumentar la sustentación a baja velocidad. En la siguiente ilustración se muestra un perfil supersónico con ondas de choque oblicuas y ondas de expansión:

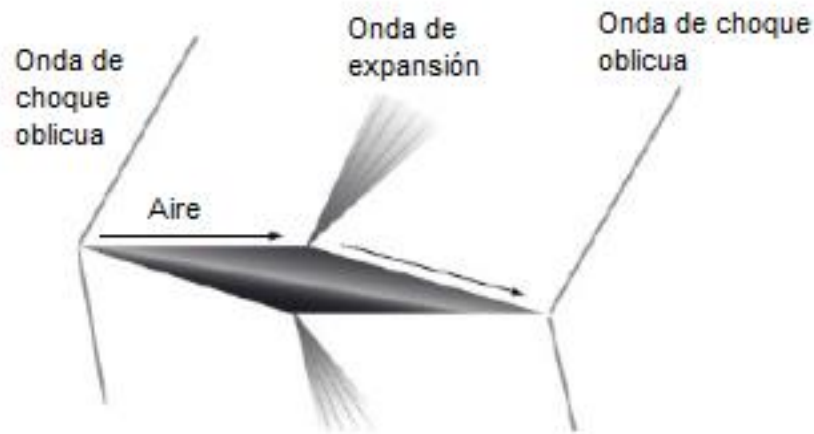


Figura 18. Perfil supersónico con ondas de choque oblicuas y ondas de expansión. Fuente: (Bazán Mejía, 2013)

3.2.4 Dispositivos hipersustentadores

El rango de velocidades de operación de los aviones es amplio, dándose las velocidades más bajas durante las maniobras de despegue y aterrizaje. A fin de reducir la velocidad mínima de maniobra, se recurre al uso de mecanismos que aportan un efecto adicional de sustentación. Los dispositivos hipersustentadores son cambios en la geometría del perfil alar que modifican el comportamiento del flujo a su alrededor, dotando a la aeronave de una mayor sustentación. Sin embargo, el uso de estos mecanismos aumenta la resistencia aerodinámica y, consecuentemente, aumenta a su vez la fuerza de tracción

necesaria para mantener el vuelo, lo que se traduce en un consumo mayor de energía por parte del sistema de propulsión. Para reducir este efecto en la medida de lo posible, los dispositivos hipersustentadores cuentan con un ajuste adaptado a cada condición de vuelo -despegue, aterrizaje y crucero- para encontrar el equilibrio entre la resistencia aerodinámica y la velocidad mínima necesaria.

Podemos distinguir entre dispositivos hipersustentadores activos y pasivos. Los primeros precisan un aporte de energía continuo para su funcionamiento y generalmente actúan sobre el flujo circundante al ala, retrasando el desprendimiento de la capa límite para un mayor rango de ángulos de ataque. Los dispositivos hipersustentadores pasivos modifican la geometría del perfil y se necesita energía únicamente para ponerlos en marcha. Para modificar la forma del perfil se puede o bien aumentar su curvatura, o bien aumentar el área efectiva del ala vía el aumento de su cuerda, o ambas simultáneamente.

Los dispositivos hipersustentadores pueden encontrarse en el borde de ataque y en el de salida. A continuación se analizarán los tipos de mecanismos hipersustentadores en función de su ubicación en el perfil y su actividad o pasividad:

3.2.4.1 Dispositivos hipersustentadores de borde de salida

En la siguiente imagen se pueden observar cuatro tipos de dispositivos hipersustentadores de borde de salida o *flaps*:

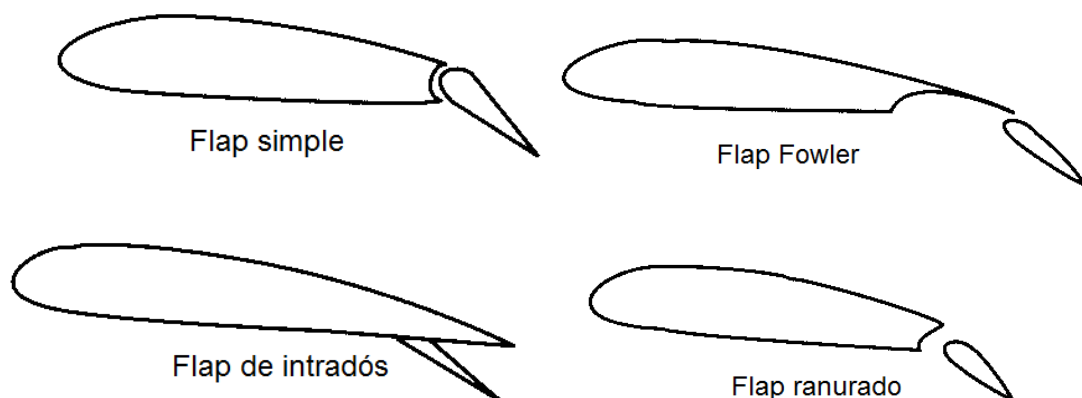


Figura 19. Dispositivos hipersustentadores de borde de salida. Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

El tipo más básico es el *flap* simple, cuya parte posterior rota alrededor de un eje en el sentido perpendicular al plano del papel para accionarse. La deflexión del *flap* produce un aumento de la curvatura y una reducción de la superficie alar, lo que se traduce en un aumento del efecto de sustentación e, inevitablemente, de la resistencia aerodinámica.

El *flap* de intradós es el más antiguo y el que mayor facilidad para la construcción presenta. Al igual que el *flap* simple, su deflexión provoca el aumento de la curvatura. Sin embargo, la resistencia aerodinámica asociada es muy grande incluso para ángulos de deflexión pequeños, y es por ello por lo que ha dejado de utilizarse a lo largo de los años.

El *flap* ranurado presenta una geometría similar al *flap* simple, pero además incluye una ranura que conecta el extradós con el intradós. Esto afecta positivamente al control de la circulación del fluido por la superficie, pues permite el paso de líneas de corriente desde la parte inferior a la superior, aportando energía a la superficie superior y provocando el retardo del desprendimiento de la capa límite. La sustentación aumenta y la resistencia lo hace en menor grado que con el *flap* simple.

El *flap* Fowler aumenta la curvatura y controla la capa límite de la misma manera que el ranurado y además presenta la característica de aumentar la superficie alar mediante el desplazamiento hacia atrás del *flap*. Con ello se consigue la menor resistencia en comparación con el resto de tipos de *flaps*. Los *flap* Fowler se emplean habitualmente birranurados y trirranurados al aumentar considerablemente los efectos que presenta con respecto al ranurado simple, pero su peso y complejidad limitan su uso a aviones de mediano y gran tamaño.

Los dispositivos hipersustentadores de borde de salida contribuyen a la modificación de la curva característica de la aerodinámica del perfil. Con el despliegue de los *flaps* ($\delta > 0$) la curva de sustentación se mueve hacia la izquierda y arriba, lo que significa que se obtiene un coeficiente de sustentación (C_L) mayor para un ángulo de ataque (α) constante. El coeficiente de sustentación máximo aumenta ($\Delta C_{L,max}$) a costa de una reducción del ángulo de ataque de entrada en pérdida (α_s). Este levantamiento de la curva característica es propio únicamente de los *flaps* Fowler. En la gráfica de la figura 20 se puede observar esta relación.

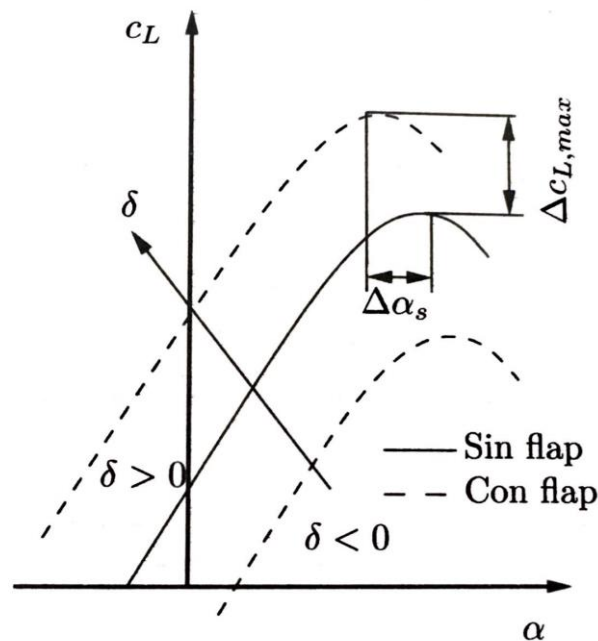


Figura 20. Efecto de los dispositivos hipersustentadores de borde de salida sobre la curva de sustentación. Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

En la figura 21 se plasman los incrementos de los coeficientes de sustentación y resistencia para perfiles con diferentes mecanismos de hipersustentación en el borde de salida. Se puede observar que a mayor complejidad mecánica del *flap*, mayor rendimiento aerodinámico. Por ejemplo, para una deflexión de 50° el *flap* de intradós produce un incremento del coeficiente de sustentación de aproximadamente 1 y un incremento del coeficiente de resistencia de 0.14, mientras que para el mismo ángulo de deflexión, el *flap* ranurado genera menor incremento del coeficiente de resistencia y mayor incremento del coeficiente de sustentación.

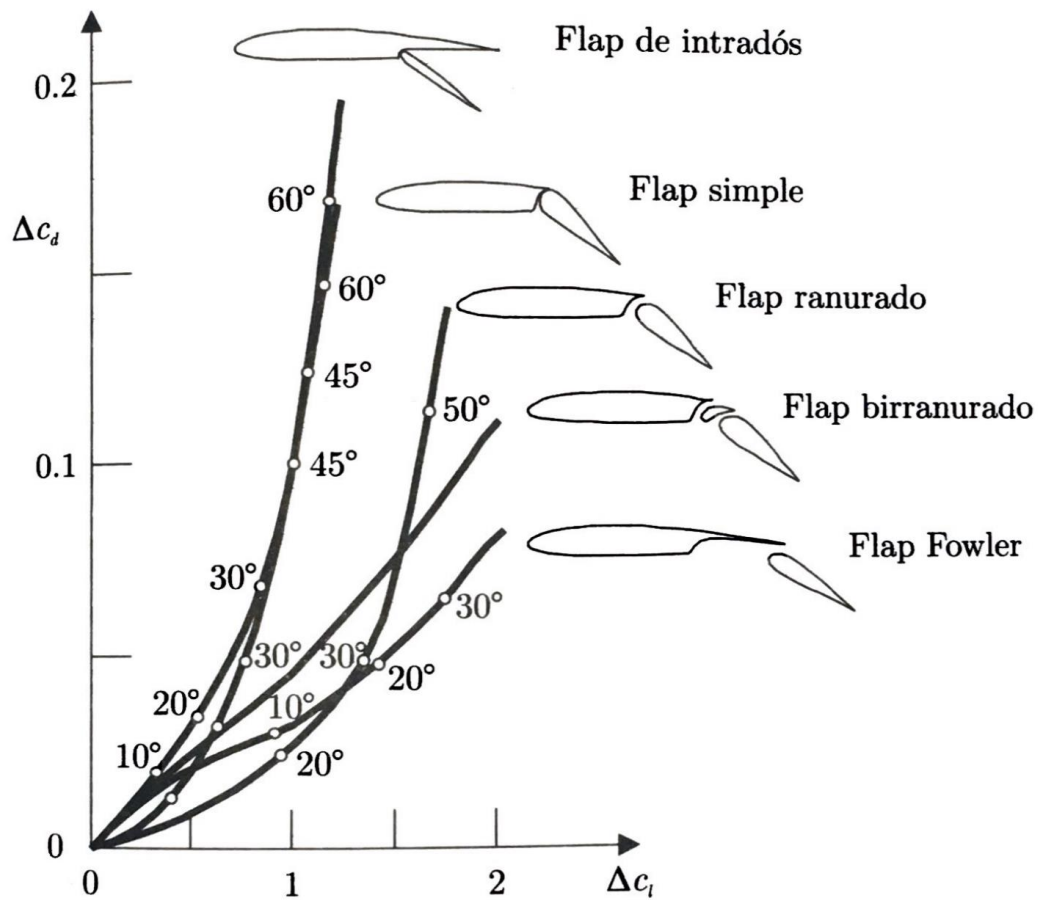


Figura 21. Comparación de dispositivos hipersustentadores de borde de salida.
Fuente: (Torenbeek, 1976)

En el siguiente apartado se estudiarán los dispositivos hipersustentadores del borde de ataque.

3.2.4.2 Dispositivos hipersustentadores de borde de ataque

Contamos con cuatro tipos de mecanismos de hipersustentación de borde de ataque, representados en la siguiente imagen:

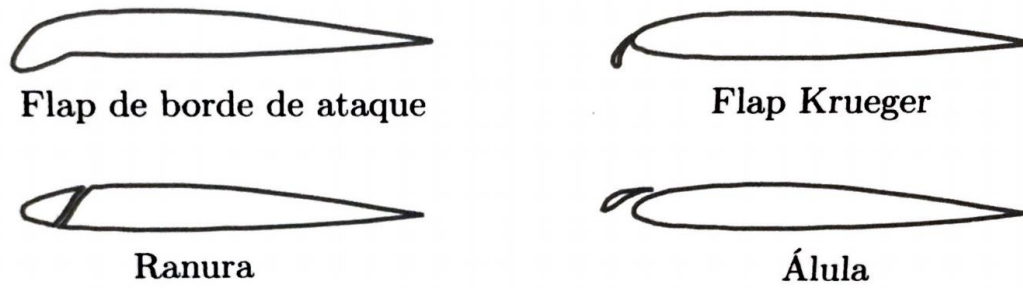


Figura 22. Dispositivos hipersustentadores de borde de ataque. Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

El *flap* de borde de ataque es el equivalente al *flap* simple de borde de salida: la parte delantera del perfil gira alrededor de un eje, aumentando de esta manera la curvatura del ala. El *flap* Krueger aumenta también la curvatura pero mediante un mecanismo más sencillo. El *flap* de tipo ranura comunica las superficies superior e inferior a través de dicha ranura, dirigiendo líneas de corriente de aire desde el intradós hasta el extradós y contribuyendo así al retardo de la capa límite mediante el control de la circulación del fluido –pues se aporta energía a la superficie superior-. El álula (en inglés *slat*) también afecta al control de la capa límite disminuyendo el pico de succión del borde de ataque a través de la gran curvatura de su forma.

Se puede decir que los mecanismos hipersustentadores de borde de ataque aumentan el $C_{L,max}$ retrasando la entrada en pérdida hasta ángulos de ataque grandes, manteniendo la pendiente de la curva característica de sustentación constante como se puede observar en la siguiente ilustración:

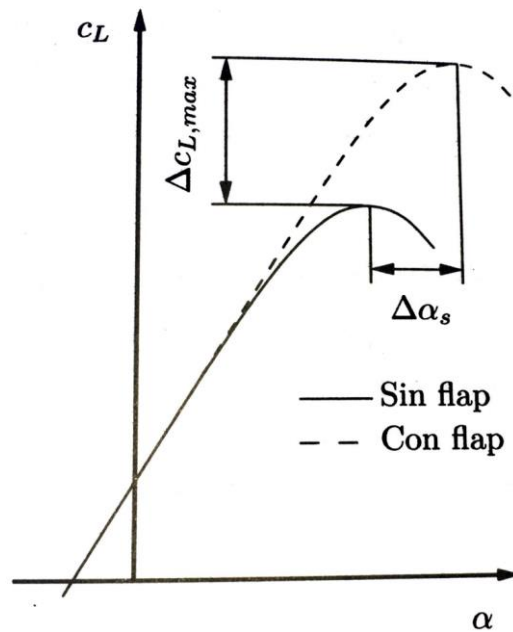


Figura 23. Efecto de los dispositivos hipersustentadores de borde de ataque y del control de capa límite sobre la curva de sustentación. Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

3.2.4.3 Dispositivos hipersustentadores de control de capa límite activos

Mientras que los dispositivos hipersustentadores de borde de ataque y de salida son mecanismos pasivos de sustentación, los dispositivos que requieren un aporte de energía continuo para su funcionamiento se denominan dispositivos hipersustentadores activos, como ya vimos al comienzo de este apartado. Estos afectan directamente al control de la circulación del aire alrededor del perfil mediante el soplado o aspirado de chorros de aire desde el extradós, aunque es posible encontrarlos también en el intradós. El aire se mueve de forma tangencial a la superficie, provocando un retraso en el desprendimiento de la capa límite y, consecuentemente, logrando valores de coeficiente de sustentación máximo mayores. Otra de las consecuencias positivas y muy prácticas a la hora del vuelo es que el ala entra en pérdida para ángulos de ataque mayores. El incremento de resistencia aerodinámica que presentan es mucho menor que el que generan los otros métodos vistos; sin embargo, suponen un peso adicional al precisar de sistemas mecánicos y neumáticos para funcionar. El efecto de estos mecanismos sobre la curva de sustentación es semejante al de los dispositivos hipersustentadores de borde de ataque.

Este tipo de dispositivos hipersustentadores es el campo de estudio del proyecto presente, que ahora se ha descrito de forma general pero en el siguiente capítulo se desarrollará más en profundidad.

Se incluye a continuación un ejemplo de un sistema de hipersustentación de chorros soplados (a) y aspirados (b) desde el extradós:

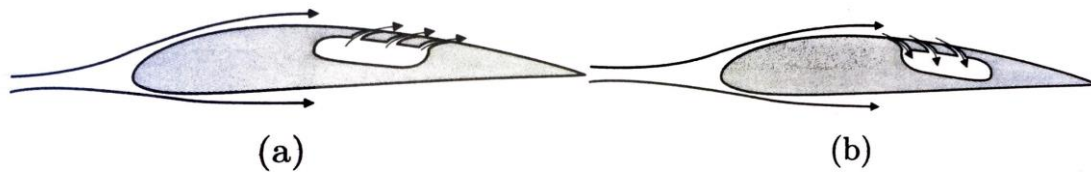


Figura 24. Dispositivos hipersustentadores de control de la capa límite por soplado (a) y succionado (b). Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

Todos los dispositivos hipersustentadores vistos en esta sección pueden combinarse para usarse simultáneamente o independientemente en función de la fase de vuelo en la que se encuentre el avión. Durante el vuelo a velocidad de crucero el foco de atención reside en la disminución de la resistencia aerodinámica más que en el aumento de la sustentación, por lo que los dispositivos hipersustentadores se encuentran desactivados como marca la posición a de la figura 25. En la operación de despegue la aceleración proporcionada por los motores trata de aprovecharse al máximo, siendo la configuración óptima para este caso la representada en el perfil b en la figura mencionada, pues con ella se logra obtener valores de coeficiente de sustentación máxima de entre 2 y 3 con un aumento de la resistencia moderado. Por último, la configuración c es adecuada para la maniobra de aterrizaje al conseguir una fuerte resistencia aerodinámica y baja velocidad de pérdida que ayuda a frenar al avión. Con esta opción se llegan a valores de coeficiente de sustentación máximo de entre 3 y 4.

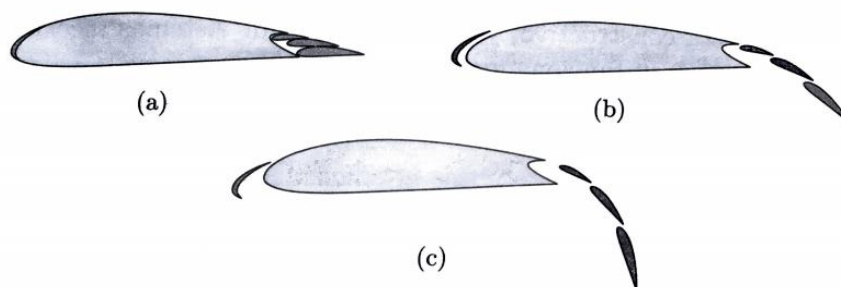


Figura 25. Configuración típica de dispositivos hipersustentadores en condición de crucero (a), despegue (b) y aterrizaje (c). Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

En la imagen 26 se muestran los valores habituales de coeficiente de sustentación máximo dado con distintas combinaciones de dispositivos hipersustentadores. Se puede apreciar que combinando los del borde de ataque, salida y control de la capa límite se obtienen valores de $C_{L,max}$ cercanos a cuatro, es decir, mayores que empleando dichos dispositivos individualmente.

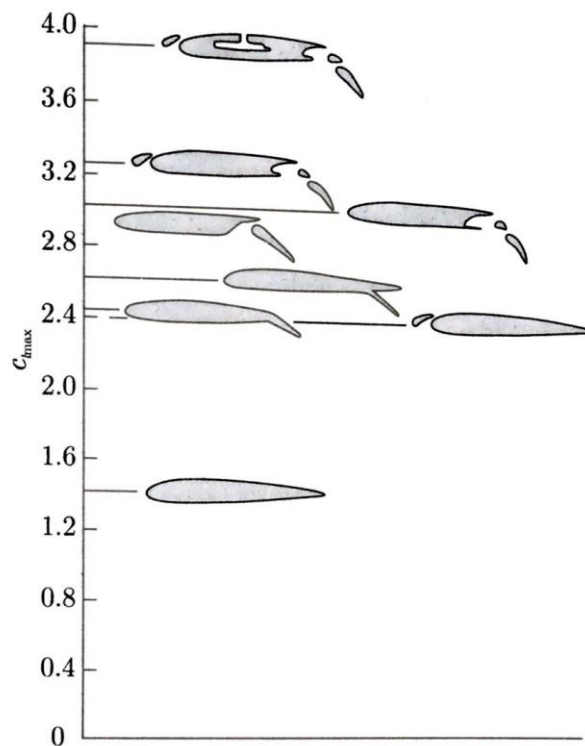


Figura 26. Valores típicos de coeficiente de sustentación máximo alcanzado con distintas combinaciones de dispositivos hipersustentadores. Fuente: (Loftin 1985)

3.3 Conclusión

A lo largo de este capítulo se han revisado conceptos relacionados con la aerodinámica, comenzando por la historia de las aeronaves y finalizando con la clasificación de los tipos de perfiles aerodinámicos y elementos de sustentación, incluyendo la explicación de los principios de la mecánica de fluidos y de la aeronavegabilidad. La siguiente sección tiene el objeto de desarrollar el estudio del estado de la técnica que se ha llevado a cabo para la

elaboración de este proyecto, revisando las patentes referentes al tema de investigación y realizando un análisis global de las patentes estudiadas, los problemas abordados y las soluciones propuestas por ellas.

Capítulo 4

Estudio del estado de la técnica

El capítulo anterior estaba enfocado en la revisión de conceptos en relación con la aerodinámica, como son los fundamentos de la mecánica de fluidos y de la aeronavegabilidad y la clasificación de los perfiles aerodinámicos. En el presente capítulo se desarrollará el estudio realizado sobre el estado de la técnica, explicando la metodología de búsqueda en la base de datos de la Oficina Europea de Patentes y realizando un análisis general de las patentes estudiadas, los problemas abordados por ellas y las soluciones propuestas.

4.1 Búsqueda de patentes

El desarrollo de la idea inventiva de este proyecto no habría sido posible sin un estudio previo de lo que ya existe. Por ello se ha hecho una revisión del estado de la técnica en el control de la circulación del aire por la superficie alar a través del estudio de la totalidad de las patentes y solicitudes de patentes publicadas relativas a este campo.

La búsqueda de las patentes se ha llevado a cabo dentro de la base de datos de la Oficina Europea de Patentes, Espacenet. Para encontrar el tema de interés se recurrirá a la Clasificación Internacional obtenida de esta misma fuente. En primer lugar se hace una distinción a grandes rasgos de los temas más generales que abordan la totalidad de las patentes de la manera en que

se muestra en la figura 27. Se selecciona la categoría B, realización de operaciones y transporte, como marca el recuadro rojo.

Symbol	Classification and description
☐ A	HUMAN NECESSITIES
☐ B	PERFORMING OPERATIONS; TRANSPORTING
☐ C	CHEMISTRY; METALLURGY
☐ D	TEXTILES; PAPER
☐ E	FIXED CONSTRUCTIONS
☐ F	MECHANICAL ENGINEERING; LIGHTING; HEATING; WEAPONS; BLASTING
☐ G	PHYSICS
☐ H	ELECTRICITY
☐ Y	GENERAL TAGGING OF NEW TECHNOLOGICAL DEVELOPMENTS; GENERAL TAGGING OF CROSS-SECTIONAL TECHNOLOGIES SPANNING OVER SEVERAL SECTIONS OF THE IPC; TECHNICAL SUBJECTS COVERED BY FORMER USPC CROSS-REFERENCE ART COLLECTIONS [XRACs] AND DIGESTS

Figura 27. Clasificación general EPO. Fuente: (Espacenet, 2018)

El siguiente nivel en la clasificación es el tipo de operación, pudiéndose dividir en grupos con los nombres de separación/mezcla, forma, impresión, transporte y nanotecnología. En este caso se continuará la búsqueda en el grupo de transporte, el cual presenta nueve subcategorías indicadas por números. Pues bien, se procederá a la elección de las siglas B64, correspondiente al subgrupo de aviones, aviación y cosmonáutica.

TRANSPORTING	
☐ B60	VEHICLES IN GENERAL
☐ B61	RAILWAYS
☐ B62	LAND VEHICLES FOR TRAVELLING OTHERWISE THAN ON RAILS
☐ B63	SHIPS OR OTHER WATERBORNE VESSELS; RELATED EQUIPMENT
☐ B64	AIRCRAFT; AVIATION; COSMONAUTICS
☐ B65	CONVEYING; PACKING; STORING; HANDLING THIN OR FILAMENTARY MATERIAL
☐ B66	HOISTING; LIFTING; HAULING
☐ B67	OPENING, CLOSING (OR CLEANING) BOTTLES, JARS OR SIMILAR CONTAINERS; LIQUID HANDLING (nozzles in general B05B ; packaging liquids B65B , e.g. B65B 3/00 ; pumps in general F04 ; siphons F04F 10/00 ; valves F16K ; handling liquefied gases F17C)
☐ B68	SADDLERY; UPHOLSTERY

Figura 28. Clasificación general EPO. Fuente: (Espacenet, 2018)

Dentro de esta categoría se puede elegir entre aeronaves más ligeras que el aire, aviones y helicópteros, equipos y dispositivos asociados a aeronaves, instalaciones y herramientas de limpieza, diseño, fabricación, mantenimiento, reparación y conexión aeropuerto-aeronave entre otros, y cosmonáutica. El estudio se centra en el segundo tipo, aviones y helicópteros, como se puede ver en la imagen 29.

TRANSPORTING	
☐ B64	AIRCRAFT; AVIATION; COSMONAUTICS
☐ B64B	LIGHTER-THAN AIR AIRCRAFT
☐ B64C	AEROPLANES; HELICOPTERS (air-cushion vehicles B60V)
☐ B64D	EQUIPMENT FOR FITTING IN OR TO AIRCRAFT; FLYING SUITS; PARACHUTES; ARRANGEMENTS OR MOUNTING OF POWER PLANTS OR PROPULSION TRANSMISSIONS IN AIRCRAFT
☐ B64F	GROUND OR AIRCRAFT-CARRIER-DECK INSTALLATIONS SPECIALLY ADAPTED FOR USE IN CONNECTION WITH AIRCRAFT; DESIGNING, MANUFACTURING, ASSEMBLING, CLEANING, MAINTAINING OR REPAIRING AIRCRAFT, NOT OTHERWISE PROVIDED FOR; HANDLING, TRANSPORTING, TESTING OR INSPECTING AIRCRAFT COMPONENTS, NOT OTHERWISE PROVIDED FOR
☐ B64G	COSMONAUTICS; VEHICLES OR EQUIPMENT THEREFOR (apparatus for, or methods of, winning materials from extraterrestrial sources E21C 51/00)

Figura 29. Clasificación general EPO. Fuente: (Espacenet, 2018)

El siguiente nivel presenta numerosas variantes agrupadas bajo los nombres de estructuras de aeronaves o alas de carenado, corriente de aire sobre superficies de aeronaves, tipos de aeronaves y componentes, y otros. El campo de las alas se encuentra dentro del primer grupo, concretamente en el apartado B64C3/00.

TRANSPORTING	
☐ B64	AIRCRAFT; AVIATION; COSMONAUTICS
☐ B64C	AEROPLANES; HELICOPTERS (air-cushion vehicles B60V)
Aircraft structures or fairings (boundary-layer controls B64C 21/00)	
☐ B64C 1/00	Fuselages; Constructional features common to fuselages, wings, stabilising surfaces and the like (aerodynamical features common to fuselages, wings, stabilising surfaces, and the like B64C 23/00 ; flight-deck installations B64D)
☐ B64C 3/00	Wings (stabilising surfaces B64C 5/00 ; ornithopter wings B64C 33/02)
☐ B64C 5/00	Stabilising surfaces (attaching stabilising surfaces to fuselage B64C 1/26)
☐ B64C 7/00	Structures or fairings not otherwise provided for
☐ B64C 9/00	Adjustable control surfaces or members, e.g. rudders (trimming stabilising surfaces B64C 5/10)
☐ B64C 11/00	Propellers, e.g. of ducted type; Features common to propellers and rotors for rotorcraft (rotors specially adapted for rotorcraft B64C 27/32)
☐ B64C 13/00	Control systems or transmitting systems for actuating flying-control surfaces, lift-increasing flaps, air brakes, or spoilers
☐ B64C 15/00	Attitude, flight direction, or altitude control by jet reaction
☐ B64C 17/00	Aircraft stabilisation not otherwise provided for
☐ B64C 19/00	Aircraft control not otherwise provided for

Figura 29. Clasificación general EPO. Fuente: (Espacenet, 2018)

Dentro de esta categoría se puede encontrar un elevado número de temáticas referente a las alas de las aeronaves; se optará por el grupo B64C3/141, relativo a los perfiles de control de la circulación. En esta última selección culmina el proceso de búsqueda de patentes referentes al tema de estudio a desarrollar.

Una vez se tiene toda la información referente al tema de estudio del proyecto, se procede a una lectura de la totalidad de las patentes y solicitudes de patentes publicadas en esta base de datos. Este caso de estudio cuenta inicialmente con 83 resultados de patente, los cuales disminuyen hasta 48 tras reducir a uno las patentes publicadas bajo varios números de patente diferentes. Esto ocurre cuando se realiza una patente en países diferentes o cuando se divide para poder pedir varias reivindicaciones.

4.2 Análisis global de las patentes estudiadas

El estudio realizado sobre las patentes se engloba en un documento haciendo uso de la herramienta *Microsoft Excel*. Este documento se divide en filas con los siguientes campos: número de patente, fechas de publicación y

4. Estudio del estado de la técnica

solicitud, nombres y países del inventor y solicitante, problema que tratan de solventar o mejorar y forma de solucionarlo. Esta etapa resulta de gran importancia para conocer el estado de la técnica y poder realizar una aportación personal al mismo con fundamento y que suponga un salto inventivo con respecto a lo ya existente. Es un resumen que se utiliza a modo de base de datos propia para el desarrollo de la invención.

El documento mencionado completo se encuentra adjunto en el Anexo A, pero se va a incluir una imagen de las primeras patentes a modo de ejemplo para una mejor comprensión a medida que se procede con la lectura del proyecto presente:

Nº Patente	Fecha Pub.	Inventor	Solicitante	Fecha Solic.	P.I.	P.S.	Problema	Solución
<u>FR11494</u> <u>78 (A)</u>	1957-12-26	ALLIET JACQUES	ONERA (OFF NAT AEROSPATIA LE)	1956-03-19	FR	FR	Se busca reducir los esfuerzos necesarios para lograr compensar el momento de cabeceo de la aeronave, y reducir las vibraciones que sufren los alerones; se controla la circulación del aire alrededor del alerón del ala para facilitar su giro a la hora de compensar el momento de cabeceo; no añade riesgos de vibración, de tal manera la resistencia a la fatiga se mantiene constante	Este invento trata sobre el perfeccionamiento del alerón de los aviones, esto es, los mandos de vuelo que actúan sobre el borde de salida del ala. La estructura del alerón es tal que, mediante un chorro de aire sopado a presión por su interior, llega hasta dos reservas de aire en el extremo de salida y posteriormente al exterior a través de dos orificios, por los cuales se consiguen la aceleración del fluido exterior del estrados por un efecto de succión, y la deceleración del flujo externo de aire del intrados, facilitando así el giro del alerón a la hora de compensar el momento de cabeceo
<u>US28851</u> <u>90 (A)</u>	1959-05-05	GRISWOL D II ROGER W	ELIZABETH M GRISWOLD	1954-06-01	US	US	Mayor sustentación; reducción del drag (resistencia de presión); aumento de la propulsión de la aeronave	Esta invención hace referencia a perfiles aerodinámicos de control de circulación, con sistemas de chorros sopados por el interior del borde de ataque del ala desde una unidad de inyectores y propulsores y sistemas de succión en el borde de salida que provocan el aumento de la presión terminal (disminución de la diferencia de presión entre ataque y salida), reduciendo el drag y aumentando la propulsión de la nave. La estructura tiene elementos ajustables que permiten el paso del chorro por el interior de dichos los bordes y su descarga al exterior del ala, para incorporarse a la corriente exterior, generando un efecto auto-propulsor y un mayor control de la circulación del fluido circundante exterior y, consecuentemente, también un mayor control de la capa límite
<u>US29277</u> <u>48 (A)</u>	1960-03-08	GRISWOL D II ROGER W	ELIZABETH M GRISWOLD	1954-04-30	US	US	Mayor sustentación; el mayor atributo de este invento es el control dinámico del stall (pérdida aerodinámica) gracias a que la sustentación negativa producida es rápidamente compensada con el chorro propulsado interiormente.	Esta invención hace referencia a perfiles aerodinámicos de control de circulación con sistemas de chorros sopados por el interior del ala desde una unidad de inyectores y propulsores, y sistemas de succión en el borde de salida. El chorro genera un efecto auto-propulsor y un mayor control de la circulación del fluido circundante exterior y, consecuentemente, también un mayor control de la capa límite; se incluye un flap en el ala para mejorar la sustentación; es válido tanto para alas fijas (aviones) como para alas rotativas (helicópteros)

Figura 30. Tabla resumen de patentes. Fuente: elaboración propia

La tendencia hasta poco antes de la entrada del siglo XXI fue el estudio de los perfiles de control de la circulación (en inglés *Circulation Control Wing*, CCW), los cuales presentan una geometría que actualmente se encuentra en desuso. Estos perfiles están diseñados para incrementar la sustentación cuando se precisa una velocidad baja de la aeronave, como es en las operaciones de despegue y aterrizaje. El borde de salida es redondeado a diferencia de los perfiles convencionales, los cuales tienen un borde de salida afilado, para que el aire se separe del ala tangencialmente a dicho borde según el efecto Coanda¹⁰ y generando así un efecto de sustentación adicional.

¹⁰ El efecto Coanda es el principio por el cual los fluidos tienden a seguir la curvatura de la superficie sólida con la que entran en contacto en lugar de rebotar o desviarse

Además, este tipo de perfil presenta un sistema de hipersustentación de chorros sopladados o succionados para contribuir al aumento de la sustentación. El sistema de corrientes de aire sopladadas o aspiradas, como ya se comentó en el capítulo anterior, tiene la finalidad de aumentar la sustentación mediante el retraso del desprendimiento de la capa límite, logrando reducir la resistencia aerodinámica. Al aumentar la velocidad del aire por el extradós gracias a la liberación del chorro de aire tangencialmente a la superficie, en el sentido de la corriente exterior y desde el interior del perfil, disminuye la presión en esta zona superior por el teorema de Bernoulli, incrementando la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós y provocando un aumento de la sustentación. El soplado de aire se puede realizar tanto por la zona delantera del perfil como por la zona posterior, siempre que sea tangencialmente a la superficie que abandona. Se muestra a continuación un ejemplo de una patente estudiada en la que se representa un perfil de control de la circulación con orificios para el soplado de aire desde el borde de salida:

Patented Oct. 9, 1973

3,764,092

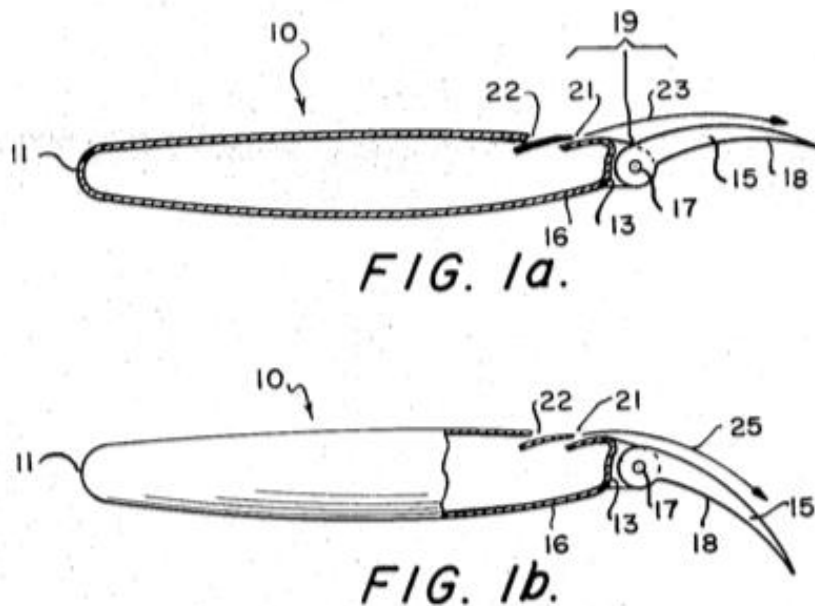


Figura 31. Modalidades de perfil con chorros sopladados para alta velocidad (FIG. 1a.) y aterrizaje (FIG. 1b.). Fuente: (Robert M. Williams, 1973)

como lo haría un sólido. El agente responsable de este efecto es la viscosidad del fluido.

Como ya se ha comentado, existen más modalidades de soplado y succionado de aire. El inventor estadounidense Lloyd Herbert desarrolló en el año 2000 un perfil de corrientes de aire expulsadas tanto por la superficie superior como por la inferior. El soplado de aire por la superficie inferior es en el sentido contrario de la corriente exterior para reducir la velocidad en esa zona y lograr, gracias al teorema de Bernoulli, aumentar la presión. Con este invento se incrementa la presión en el intradós y se reduce en el extradós, logrando una mayor diferencia de presión entre ambas superficies que con orificios de soplado en una sola de ellas, alcanzando de esta manera mayores valores de sustentación. Se puede apreciar este mecanismo en la siguiente figura:

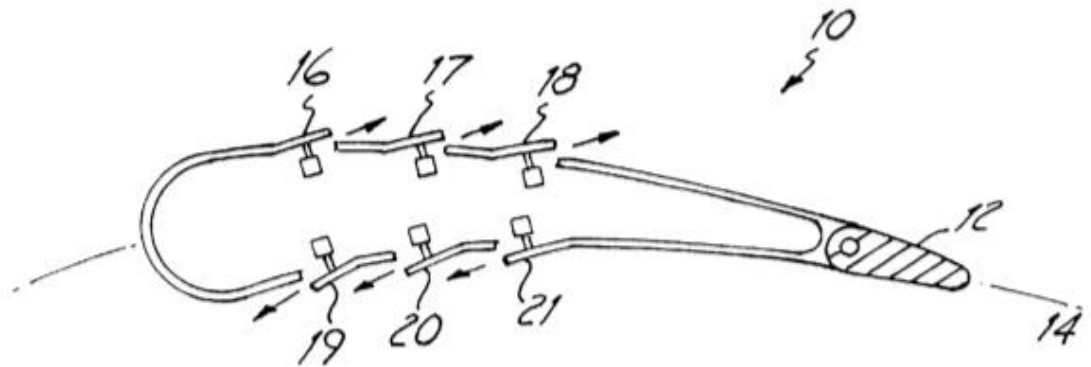


Figura 32. Esquema de perfil con chorros soplados. Fuente: (King, 2000)

El tamaño de los orificios por los que sale el fluido comenzó siendo fijo en los inventos publicados durante la segunda mitad del siglo XX, pero el paso de los años favoreció la evolución de este aspecto y permitió que los inventores dieran con diseños de ala con orificios de tamaño regulable mediante numerosos mecanismos. Una de las formas de ajuste de las dimensiones de los agujeros era mediante el uso de elementos mecánicos. Posteriormente surgieron maneras más novedosas, como el uso de actuadores piezoeléctricos ubicados a lo largo de la superficie superior del ala que se encontraban conectados a un material que se curva al reaccionar con la electricidad. Los orificios estaban formados por este material, por lo que se modificaba así el tamaño de los orificios. Este invento fue desarrollado por el británico David V. Humpherso en la patente número US5529458.

El control de la circulación del fluido por la superficie alar no solo estaba enfocada en el desarrollo del sistema de hipersustentación de chorros soplados

y succionados; se buscaron maneras alternativas de conseguir modificar los parámetros de velocidad y presión sin necesitar una fuente de aire constante. Algunos inventores diseñaron perfiles alares con una superficie móvil en la superficie superior, inferior o ambas. Si analizamos este último caso, como es el que desarrollan Ahmed Z. Al-Garni y Amro M. Al-Qutub en la patente número US200217977, se establece que la superficie móvil superior se mueva en el sentido del flujo exterior y la superficie inferior en el sentido contrario al flujo. De esta manera, la superficie superior acelera el aire y por lo tanto disminuye la presión mientras que la superficie inferior produce el efecto contrario – aumentar la presión-, consiguiendo una mayor depresión entre ambas superficies y, por lo tanto, un efecto de sustentación adicional. El movimiento de las superficies se lleva a cabo gracias a motores que rotan y alrededor de los cuales están enrolladas dichas superficies. Para mayor aclaración, se ilustra un esquema de este invento en la siguiente imagen:

Patent Application Publication Dec. 5, 2002 Sheet 4 of 10 US 2002/0179777 A1

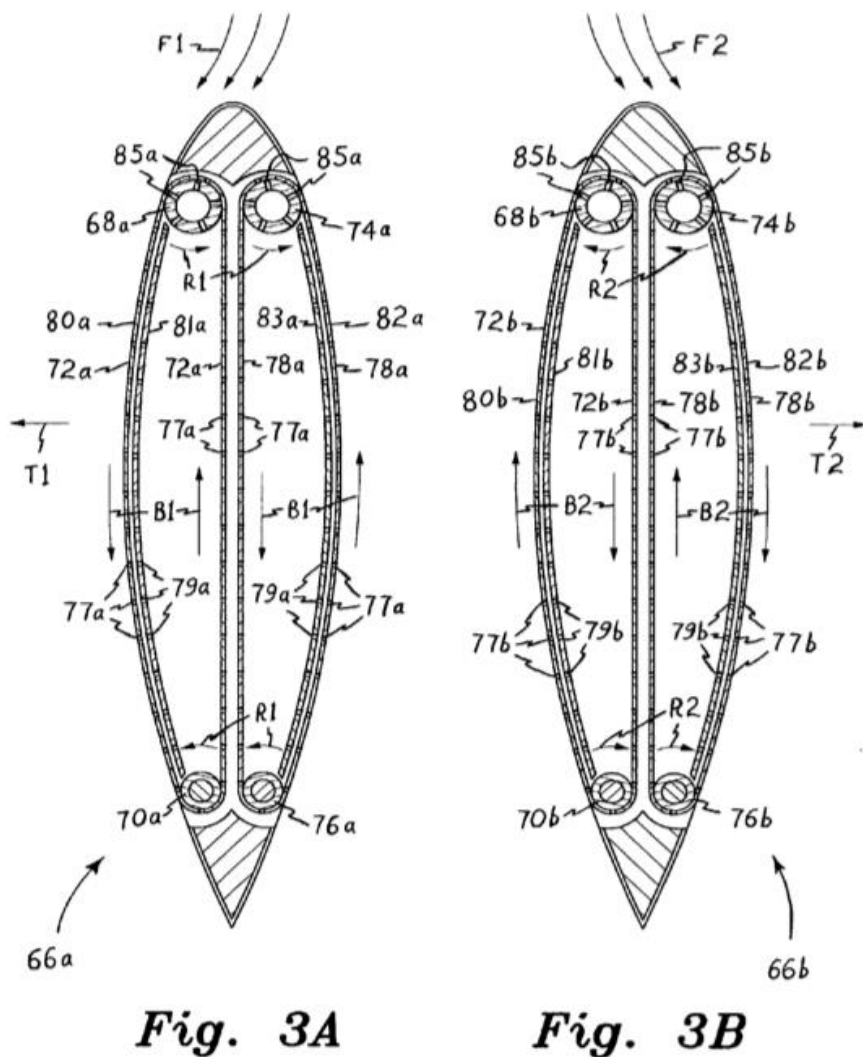


Figura 33. Esquema de perfil con superficies móviles. Fuente: (Ahmed Z. Al-Garni, 2002)

Con los años van surgiendo nuevos diseños de perfiles combinados, es decir, geoméricamente semejantes a los perfiles de tipo supercrítico (con borde de salida afilado) y con sistemas de hipersustentación de chorros soplados y succionados incorporados.

4.3 Problemas abordados por las patentes estudiadas

Tras el análisis del estado de la técnica referente al caso de estudio de este proyecto, se procede a detectar los posibles campos de mejora del estado de la técnica. Para ello, y basándose en el resumen de patentes realizado previamente, se elaborará un esquema con los aspectos que buscan mejorar las patentes estudiadas, valiéndose también de la herramienta *Microsoft Excel*. Este árbol de problemas permitirá obtener una visión global de la problemática que abordan los inventores, y de él se escogerá el campo sobre el que se quiera investigar para la realización del salto inventivo.

En la siguiente figura se pueden apreciar los problemas a mejorar que abordan las distintas patentes estudiadas referentes al control de la circulación por la superficie alar. Puede encontrarse adjunta en el Anexo B.

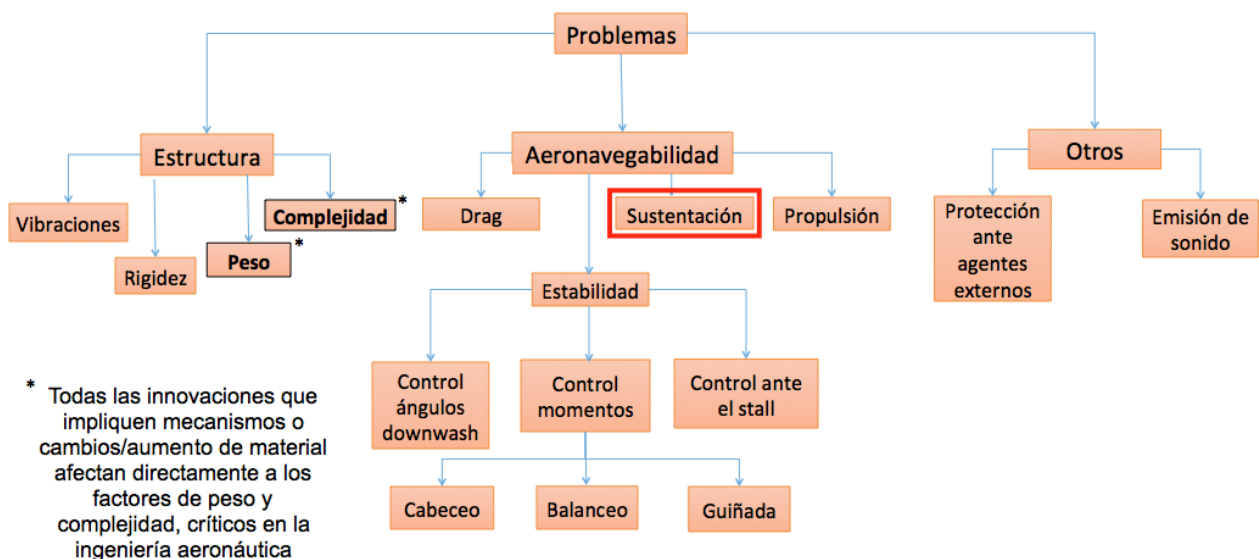


Figura 34. Esquema de los problemas generales que abordan las patentes referentes al código B64C3/141 de la Clasificación Internacional. Fuente: elaboración propia

Se pueden clasificar los problemas en tres grandes grupos: estructura del ala, aeronavegabilidad que aporta el ala al avión, y otros. La estructura hace referencia a los parámetros físicos relacionados con el ala, como bien son las vibraciones que sufre, la rigidez que presenta, el peso que aporta y la complejidad de fabricación. Cabe destacar que estos dos últimos factores resultan realmente importantes en la ingeniería aeronáutica al afectar negativa y directamente al coste y a la capacidad de sustentación, y al ser consecuencia de cualquier innovación que implique mecanismos o cambios de material.

El segundo bloque engloba los parámetros aerodinámicos que afectan a la aeronavegabilidad del avión. Se puede hablar de la resistencia aerodinámica o *drag*, la estabilidad del vuelo, la sustentación y la propulsión. La propulsión hace referencia a los motores con los que cuenta la aeronave. Por otro lado, la estabilidad puede verse afectada por los ángulos de *downwash*, los momentos de cabeceo, balanceo y guiñada, y la pérdida aerodinámica o *stall*. Antes de continuar con la descripción del último grupo de la clasificación, se dedicarán unas líneas a la explicación del significado de los ángulos de *downwash* y los momentos de cabeceo, balanceo y guiñada.

El efecto de *downwash* es una fuerza en sentido descendente que se genera debido a la circulación del aire por la superficie de alas finitas. Como se ha explicado a lo largo de este documento, por el intradós circula aire a mayor presión que por el extradós. Sin embargo, el aire cerca de los bordes marginales –es decir, de las puntas de las alas- puede desplazarse de la zona de alta presión hacia la de baja presión. El flujo de aire que va del intradós al extradós se superpone a la corriente exterior y provoca que las líneas de corriente se curven hacia el interior del ala en el extradós y hacia los bordes del ala en el intradós, como se muestra en la figura 35. En el borde de salida se encuentran los flujos de aire del extradós y del intradós y, debido a que poseen componentes de velocidad con sentidos contrarios, se forman torbellinos de aire denominados vórtices, que son deflectados hacia abajo por la acción de la corriente incidente. En la figura 36 se incluye un esquema del concepto explicado en el que se representa la vista trasera de un avión en vuelo junto con los vectores de fuerzas y momentos, y en la figura 37 se muestra una imagen real de un avión con vórtices en sus alas.

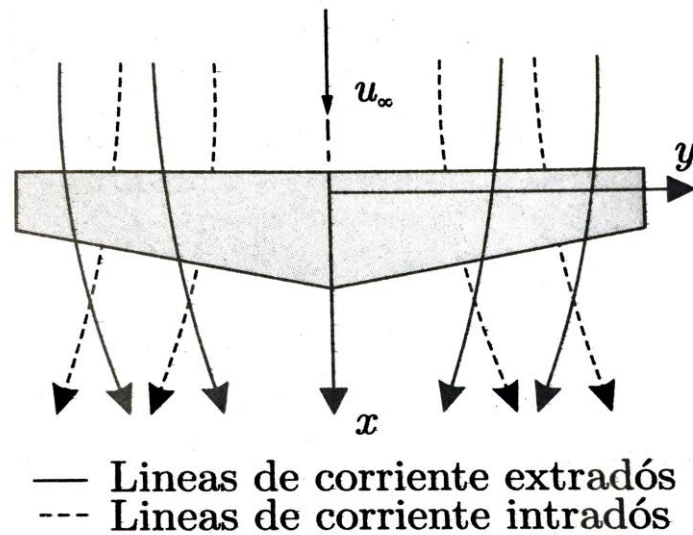


Figura 35. Flujo alrededor de un ala de envergadura finita vista en planta. Fuente: (Sebastián Franchini, et al., 2008)

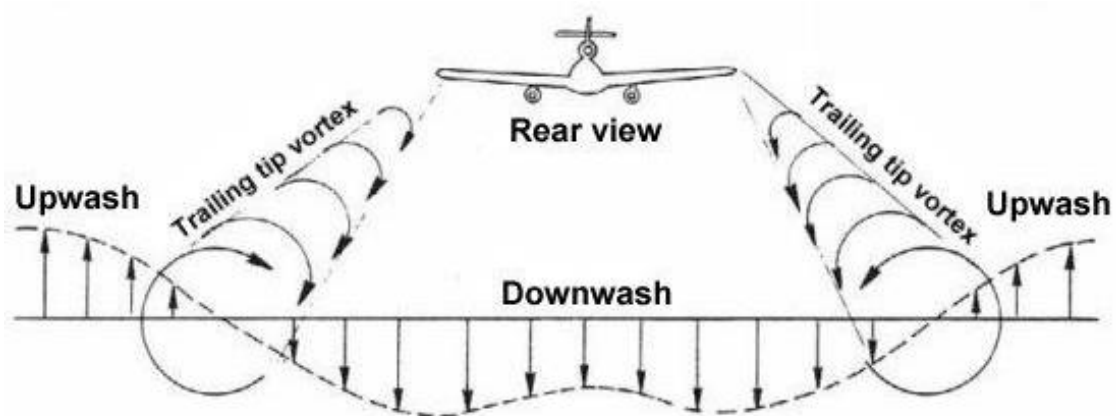


Figura 36. Aeronave vista desde atrás con los vectores de downwash y upwash y los momentos generados en los vórtices. Fuente: (Srinivas Institute of Technology, 2017)



Figura 37. Avión comercial con generación de vórtices en las alas. Fuente: (Ryoh Ishihara)

Por otro lado, la trayectoria e inclinación de la aeronave se controla mediante los mandos aerodinámicos de las alas y los alerones mencionados en el capítulo 3 (ver figura 8). La rotación alrededor del eje x se denomina momento de alabeo o balanceo y se controla mediante los alerones ubicados en los extremos de las alas; la rotación alrededor del eje y se llama momento de cabeceo y es controlada a través del timón de profundidad, normalmente situado en el estabilizador horizontal; la rotación alrededor del eje vertical z se denomina momento de guiñada, y la superficie de control encargada del manejo de este movimiento es el timón de dirección, normalmente ubicado en el estabilizador vertical. En la siguiente figura se engloban los momentos descritos en este párrafo:

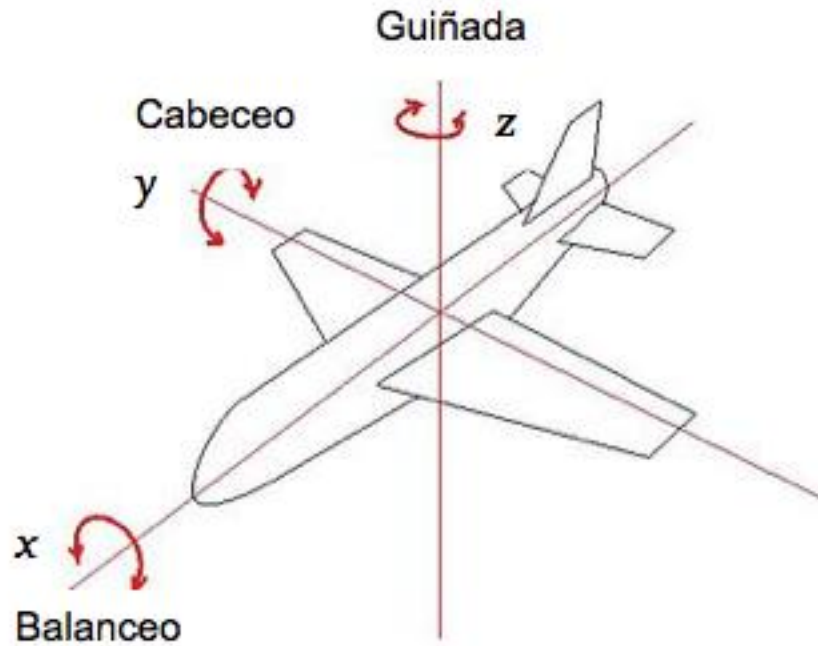


Figura 38. Momentos principales de un avión. Fuente: elaboración propia

Se procede a continuar con la descripción de la clasificación de la figura 34. Por último, el grupo de “otros” combina problemas varios, como son la protección ante agentes externos –por ejemplo, por medio de compuertas que bloqueen los orificios del borde de ataque del sistema de chorros soplados para evitar que entren contaminantes externos- y la emisión de sonido.

Tras el análisis de los distintos tipos de problemas que existen, se ha optado por profundizar en el problema del efecto de sustentación para buscar posibles mejoras. Esta elección se encuentra marcada en la figura 34 en forma de recuadro rojo. En opinión de la autora del presente trabajo, el hecho de que el fenómeno de la sustentación logre elevar objetos por la mera circulación del aire a su alrededor resulta un concepto claro y a la vez poderoso, sobretodo si se habla de elevar toneladas de peso como en el caso de los aviones –aunque se precise de la actuación de motores-.

4.4 Soluciones desarrolladas por las patentes estudiadas

En este apartado se va a realizar un análisis de las distintas maneras que proponen los inventores de las patentes estudiadas de solucionar el problema escogido en el apartado anterior. Para ello se recurrirá también a la

elaboración de un esquema con la herramienta *Microsoft Excel*. Por tratarse de un esquema de dimensiones demasiado grandes, no puede incluirse en este apartado, por lo que se explicará en forma de resumen y se podrá encontrar adjunto en el Anexo B. Tras este nuevo análisis, se obtendrá una visión global de las formas de abordar el problema de la sustentación del estado de la técnica y resultará más sencillo comenzar con el desarrollo de la aportación personal.

La mejora de la sustentación se puede enfocar desde dos puntos de vista:

- **Estructura del ala**

- Ala con partes móviles:

- Flap*

- Elemento móvil: cilindro rotativo

- sábana móvil

- Perfil de control de la circulación (CCW):

- En el fuselaje

- En el ala: por borde de ataque, por borde de salida

- por superficie superior, por superficie inferior

- aire soplado, aire succionado

- Regulación tamaño de agujeros

- Forma del perfil

- Capas con las que cuenta el perfil

- **Elementos de potencia**

- Hélice

- Motor

Pues bien, la forma de solución seleccionada ha sido a través de la estructura del ala, con perfiles de control de la circulación que incluyen

corrientes de aire sopladadas por la superficie superior del borde de ataque del ala.

4.5 Conclusiones

Este capítulo ha sido dedicado a la explicación de la etapa del proyecto en la que se desarrolla la investigación del estado de la técnica del objeto de estudio. Se ha explicado la metodología de búsqueda en la base de datos de la Oficina Europea de Patentes y realizado un análisis general de las patentes estudiadas, los problemas abordados por ellas y las soluciones propuestas. En el siguiente capítulo se desarrollará la aportación personal a la técnica y la metodología empleada para ello.

Capítulo 5

Aportación personal a la técnica

En el capítulo anterior se detalló el proceso de investigación del estado de la técnica sobre el control de la circulación por la superficie alar, desde el método de búsqueda en la base de datos de la EPO hasta el análisis general de las patentes estudiadas, los problemas que abordan y las soluciones que proponen. En este capítulo se explicará la metodología empleada para el desarrollo del invento que presenta este documento y el análisis realizado sobre el diseño final.

5.1 Método Triz

La metodología Triz es una técnica de solución de problemas técnicos y científicos basada en soluciones ya existentes. Este método fue inventado en torno al año 1950 por el científico ruso Genrich Saulowitsch Altschuller con el propósito de dar con soluciones inventivas de una forma eficiente y rápida. Para ello, analizó cerca de 40.000 patentes y categorizó los problemas y soluciones de las mismas en grupos distintos. Con este proceso pudo apreciar que muchos de los problemas y soluciones se repetían a lo largo de las patentes y en diferentes campos de la ciencia. Ante esta situación, estableció 40 principios innovadores y reglas del proceso inventivo. A través del método Triz, los inventores pueden desarrollar su idea inventiva desde soluciones ya existentes. Dichas soluciones pueden provenir de un campo totalmente distinto

al de la solución buscada, ya que los principios y soluciones establecidos por el método Triz engloban diferentes áreas de la ciencia.

El método impone dos niveles: el nivel concreto y el nivel abstracto. Los grupos de problemas y soluciones generales predefinidos se corresponden con el nivel abstracto, mientras que los problemas y soluciones buscados del campo en cuestión hacen referencia al nivel concreto. Para encontrar una solución a un problema específico, el problema debe tratar de asociarse a uno de los predefinidos en el nivel abstracto. De esta manera, dicho problema tendrá sus soluciones abstractas correspondientes. A continuación se hará una comparación entre los distintos parámetros de problemática y solución, viendo qué aspecto del problema abstracto mejora o empeora con qué solución abstracta. Para esto, Altschuller elaboró una matriz denominada matriz de contradicción con los parámetros empeorados en el eje x y los parámetros mejorados en el eje y. En la intersección de cada parámetro se incluyen números de los principios de innovación que solventan la contradicción. Estos principios inventivos proporcionan una idea abstracta del enfoque de la solución, de manera que el inventor sabrá qué camino tomar para el desempeño de su invención.

A continuación se procede a explicar el desarrollo de la idea inventiva del proyecto presente a través del método Triz. Tras el análisis de problemas y soluciones de las patentes estudiadas expuesto en el capítulo 4 y la posterior selección del problema concreto y su solución concreta correspondiente, se elabora una gráfica valiéndose de la herramienta *Microsoft Excel* con el problema principal y cuatro problemas secundarios en el eje horizontal y los parámetros de la posible solución en el eje vertical, como se muestra en la figura 39. En las intersecciones pueden encontrarse los caracteres '+', '-' y '0'. El símbolo '+' implica una mejora del problema x por parte de la solución y. El símbolo '-' implica lo contrario, es decir, un empeoramiento, y el número '0' significa que la solución tiene un efecto neutro en el problema, ni lo mejora ni lo empeora.

Problema Solución	Sustentación	Drag	Peso	Simplicidad	Coste
Orificios	++	++	0	0	0
Ranura	+	+	0	+	0
Regulación por mecanismo con control mecánico	0	0	-	--	+
Regulación por mecanismo con control electrónico	0	0	0	+	0
Aleaciones de forma o actuadores piezoeléctricos	0	0	+	--	0
Capa Microlattice intermedia	+	+	++	+	--
Aire soplado a alta temperatura	--	--	++	+	0
Aire soplado a baja temperatura	++	++	++	+	0

Figura 39. Tabla de problemas y soluciones elaborada empleando la metodología Triz. Fuente: elaboración propia

Como el interior de las alas de los aviones comerciales actuales está casi lleno de elementos (combustible, elementos hidráulicos y conexiones, entre otros), durante el vuelo a velocidad de crucero, el aire exterior que entra a gran velocidad y los agentes externos que puede arrastrar (pues, en vuelo a velocidad de crucero, no hay chorros soplados) pueden dañar las partes internas mencionadas. Es por ello por lo que se desecha directamente el estudio de los agujeros con tamaño fijo y se parte de un análisis de soluciones de agujeros con tamaño regulable. Además, se opta por estudiar el efecto de varias soluciones desde una sola ranura o un solo conjunto de orificios dispuestos longitudinalmente a lo largo del ala, pues tanto la patente que ha servido de referencia para el desarrollo de este invento (Leeuw Jon Otegui Van, GB2508023, 2014) como los perfiles alares de los aviones comerciales actuales –de los que se ha tomado información para la invención del documento presente- lo hacen de la misma manera por motivos de peso y simplicidad en la fabricación.

Las soluciones expuestas en la tabla de la figura 39 se pueden dividir en tres grandes grupos: parámetros que tienen que ver con la geometría del agujero y mecanismo de regulación del mismo, características de la superficie del perfil alar, y condiciones del aire soplado por los agujeros. En cuanto al primer grupo y respecto a la geometría de los agujeros, podemos distinguir entre orificios y ranuras. Los orificios se dispondrían longitudinalmente a lo largo del ala, ocupando la superficie equivalente que ocuparía una sola ranura. Los factores de sustentación y *drag* (resistencia aerodinámica) se ven más favorecidos con la capa horadada que con la ranura. Cada chorro pequeño que

sale a través de cada orificio lleva una velocidad mayor que la que llevaría el gran y único chorro que saldría por la ranura, y esto es debido al menor tamaño de la sección de salida de cada orificio de la capa horadada. Por este motivo, la velocidad del aire soplado se reduce menos a la salida de la superficie superior del perfil –con respecto a la velocidad a la que circula a través del conducto del sistema anti-hielo- con una capa horadada que con una ranura, factor positivo cara al efecto de la sustentación por la correspondiente reducción de la presión en esa zona según el teorema de Bernoulli. Aunque se recomienda la selección de una capa horadada por los motivos expuestos, con este proyecto se va a realizar un análisis con el programa de elementos finitos Ansys-Fluent considerando una ranura en la superficie superior del borde de ataque por razones de simplicidad en el cálculo. Sin embargo, se deja abierto a futuras líneas de investigación la incorporación de la capa de orificios, con el objetivo de lograr que la velocidad de salida del chorro de aire disminuya lo mínimo posible con respecto a la velocidad a la que circula a través del conducto del sistema anti-hielo. En cuanto a los factores de peso, simplicidad y coste, resultan ambos más o menos neutrales y equivalentes, a salvedad de una mayor y ligera simplicidad en la fabricación de las ranuras.

Considerando la forma de regulación del tamaño de los agujeros, se pueden describir tres maneras: regulación por un mecanismo con control mecánico, regulación por un mecanismo con control electrónico y mecanismo con aleaciones de forma o actuadores piezoeléctricos. Como ya se comentó en el análisis global de las patentes estudiadas del capítulo 4, los actuadores piezoeléctricos son dispositivos ubicados a lo largo de la superficie superior del ala que se encuentran conectados a un material que se curva al reaccionar con la electricidad. Los orificios están formados por este material, por lo que se modifica así el tamaño de los orificios. Las aleaciones de forma poseen un comportamiento similar; reaccionan ante la variación de temperatura. Los factores aerodinámicos de sustentación y *drag* se muestran neutrales ante estas soluciones. Cabe destacar que la regulación por medio de mecanismos controlados mecánicamente suponen mayor complejidad en la fabricación y montaje por los elementos que incluyen y sus conexiones y manejo, así como los mecanismos con actuadores piezoeléctricos, resultando la regulación por medios electrónicos la alternativa más sencilla. De estas tres opciones, la opción más ligera es la que contiene actuadores piezoeléctricos, y el mecanismo por control mecánico resulta el menos costoso en términos económicos. En conclusión, se escoge el método de regulación por control electrónico porque se considera que el factor que más prima en este caso es la simplicidad.

La capa de microretícula (en inglés *Microlattice*) sería el único componente del grupo de características del perfil alar. El invento consta de la

incorporación de una capa intermedia de microretícula metálica al perfil alar, ubicada entre una capa perforada exterior (de materiales como CFRP, CP2 o titanio) y una cavidad interior. Se trata de un material metálico poroso sintético consistente en una espuma metálica ultraligera y tan resistente como el metal a través de cuyos poros se succiona el aire del exterior. Con una densidad de $0,9 \frac{kg}{m^3}$, es uno de los materiales estructurales más ligeros conocidos por la ciencia en la actualidad. Este invento resuelve con creces el problema del peso, pero añade el factor económico a la ecuación; al ser un material tan innovador, resulta especialmente caro. Por esta razón se opta por descartarlo.

En cuanto a las condiciones del aire soplado, se analizan las alternativas de aire caliente y aire frío. El motor es el origen del soplado de aire caliente que escogen las patentes estudiadas –aunque muchas veces no se especifica-, y la temperatura a la que se extrae es de entre 100°C y 250°C. Sin embargo, por la relación inversa que mantienen la temperatura y la densidad, y la relación directa entre ésta y la fuerza de sustentación (ecuación [7] del capítulo 3), esta elevada temperatura soplada perjudica el objetivo de aumento de la sustentación al disminuirla por la reducción de la densidad. Este problema se ha obviado y tratado de compensar con otros sistemas de hipersustentación, y es precisamente el problema al que se intenta dar solución con este proyecto. Para ello, se propone como nueva solución el soplado de aire a menor temperatura que la que tiene el aire que se extrae del motor (denominado aire de sangrado). Si se comparan estos dos casos, los factores de sustentación y *drag* se ven favorecidos con el aire frío y desfavorecidos con el aire caliente. Ninguno de los dos afecta negativamente al peso, y ambos resultan relativamente simples de implementar. Finalmente, se decide escoger como característica del invento el soplado de aire a baja temperatura.

En conclusión, del método Triz se han elegido como parámetros de la invención a desarrollar la capa horadada (de forma teórica, pues de forma práctica se realizan cálculos sobre la superficie alar con una ranura como ya se ha explicado con anterioridad), la regulación del tamaño de la ranura por un mecanismo con control electrónico y el aire soplado a baja temperatura.

5.2 Diseño del perfil aerodinámico sustentador

Una vez se conocen las características que definen el invento a desarrollar, se procede a realizar el diseño. Como se ha establecido en el apartado anterior, el perfil alar propuesto contiene una capa horadada en la sección de salida del aire soplado, un mecanismo de regulación del tamaño de la ranura con control electrónico y un aire soplado en condiciones de baja temperatura. El aire frío va a proceder del sistema de acondicionamiento del

avión. Con la finalidad de una mejor comprensión del sistema propuesto, se dedicarán los siguientes apartados a la explicación del funcionamiento del sistema de aire acondicionado y del sistema anti-hielo.

5.2.1 Funcionamiento del sistema de aire acondicionado

El acondicionamiento de las cabinas de pasajeros y de pilotos se lleva a cabo mediante la combinación regulada de aire frío con aire caliente. A continuación se explicará detalladamente este proceso y la fuente de origen de cada parte del aire.

- Aire caliente

El aire caliente o *bleed air* es el aire proveniente del sangrado de los motores y de la unidad de potencia auxiliar (APU). Con el propósito de clarificar la explicación, definiremos el término APU.

La unidad de potencia auxiliar se trata de un motor de combustión que, a diferencia de los motores de reacción del avión, su energía generada no va destinada a proporcionar el empuje del avión sino a producir energías eléctrica y neumática. De los motores principales, sin embargo, se extrae una pequeña parte de su caudal de aire con fines eléctricos y neumáticos. Aún siendo sus dimensiones mucho menores que las de los motores principales, la energía que es capaz de proporcionar se acerca en capacidad a la que se extrae de los motores. Ésta es la función del APU: generar energías eléctrica y neumática adicionales a las principales que ya suministraban los motores, para dos circunstancias específicas:

- Para energizar el avión cuando los motores están parados y no tenemos disponibles los equipos auxiliares proporcionados desde el aeropuerto, y también para arrancar los motores principales.
- En vuelo, con fallos de los sistemas del avión proporcionados por los motores, el APU es capaz de proporcionar energías eléctrica y neumática adicionales para suplir en parte la avería.

Los motores utilizados actualmente en aviación son motores de reacción denominados turbofan, caracterizados por un ventilador en la sección de entrada del aire y la separación de dos flujos tras él: flujo de combustión, donde se encuentran el conjunto compresor-turbina y la cámara de combustión y donde tiene lugar el proceso de combustión, y el flujo secundario o de

derivación de aire que circula por la periferia de la cámara de combustión. Este último flujo es el que lleva el aire de sangrado, por lo que la toma de aire caliente se sitúa en este conducto. El tramo final del turbofan en forma de tobera sirve para forzar al aire a acelerarse, produciendo empuje gracias al principio de acción y reacción. Se puede apreciar un esquema de este tipo de motor en la figura siguiente:

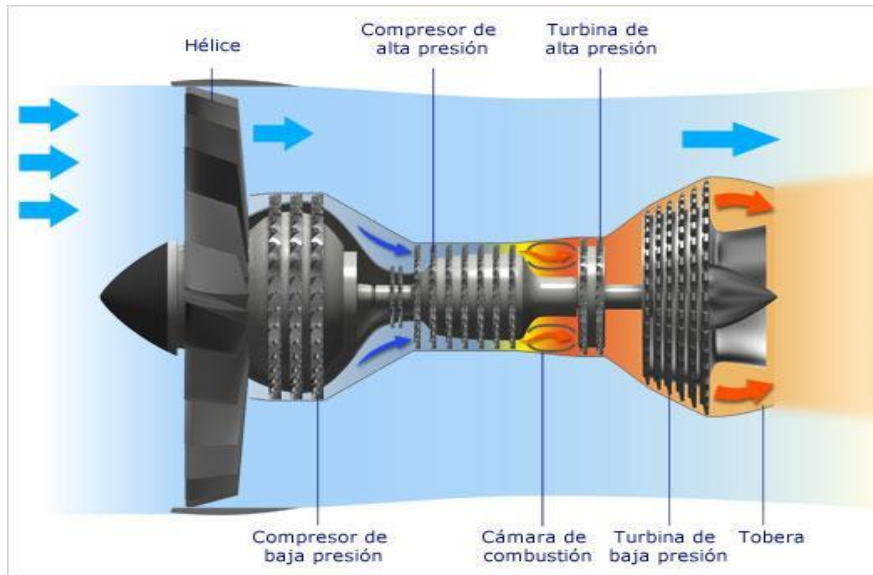


Figura 40. Esquema de un turbofan. Fuente: (Olympus, 2018)

- Aire frío

El aire caliente mencionado anteriormente se conduce a dos sistemas de refrigeración del aire denominados *packs*. Son conjuntos de componentes cuya función es enfriar el aire caliente proveniente del sangrado del avión. A continuación se muestra un esquema de los componentes de un *pack*:

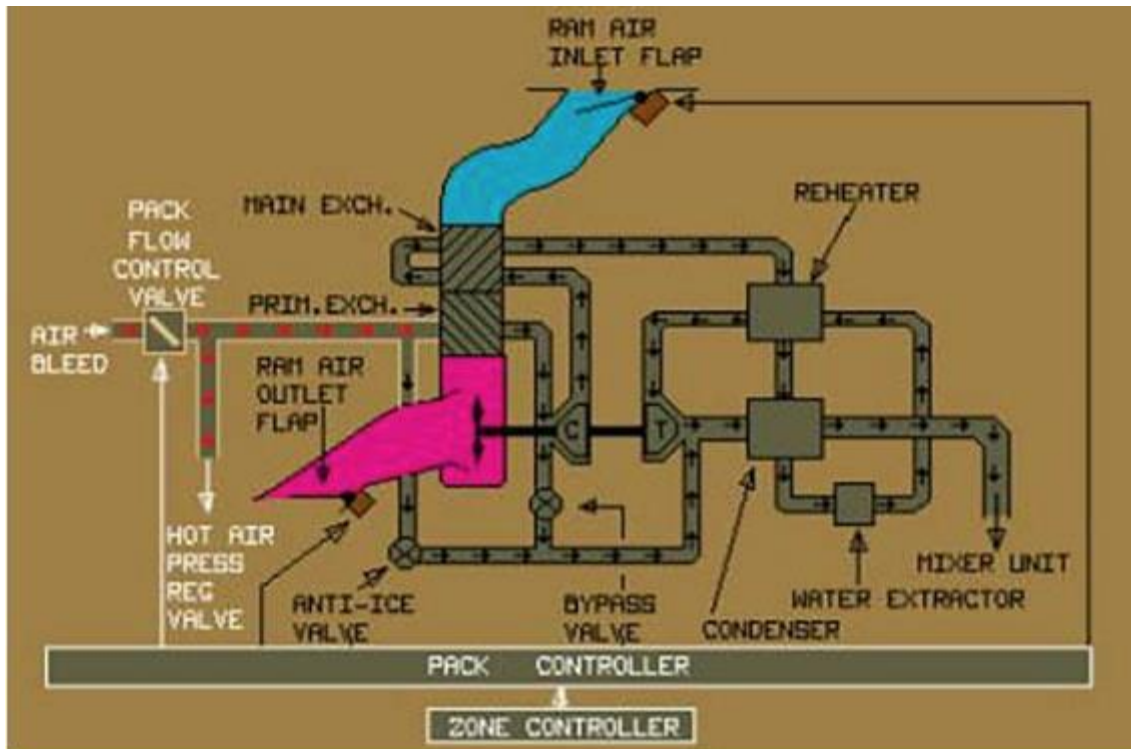


Figura 41. Esquema de los componentes de un pack del sistema de aire acondicionado de un avión. Fuente: (Actualidad TMA, 2012)

Antes de entrar al pack, se regulan el caudal y la presión mediante las válvulas correspondientes (*PACK FLOW CONTROL VALVE*). A continuación, el aire de sangrado (*BLEED AIR*) entra al intercambiador primario (*PRIM. EXCH.*) a una temperatura de entre 100°C y 250°C donde se enfría, transmitiendo esta energía calorífica al aire exterior de la aeronave (*RAM AIR*). Al salir del intercambiador, el aire atraviesa un compresor (C) donde se comprime y se calienta, y sigue su paso hacia el intercambiador principal (*MAIN EXCH.*) para enfriarse de nuevo con el aire exterior del avión. A continuación, se introduce en primer lugar en el recalentador (*REHEATER*) para aumentar la temperatura del aire y mejorar así el rendimiento de la turbina que atravesará más tarde, y en segundo lugar en el condensador (*CONDENSATOR*) para expulsar el posible agua existente en el aire. El aire pasa por la turbina (T) donde se expande y enfría, moviendo a su vez el compresor. Tras atravesar la turbina, el aire se dirige a la unidad mezcladora (*MIXER UNIT*) a baja temperatura (entre 0°C y 5°C).

En la unidad mezcladora se mezcla el aire frío con el aire ambiente de la cabina de pasajeros (por la simple función de la recirculación del aire), y posteriormente se bifurca y canaliza hacia las zonas con las que cuenta el avión, que son normalmente tres: la cabina de pilotos, las zonas delantera y

trasera de la cabina de pasajeros, y las bodegas de carga. A estos canales se les añade la entrada del aire caliente mencionado inicialmente, es decir, el aire de sangrado. La cantidad de aire caliente a añadir al aire frío se regula a través de un panel de control ubicado en la cabina de pilotos, y es lo que determinará la temperatura final de las zonas a aclimatar. Cabe destacar que tanto los packs como la unidad mezcladora se encuentran en el fuselaje del avión. Para mayor aclaración, se puede observar la conexión de todos los elementos en la siguiente ilustración:

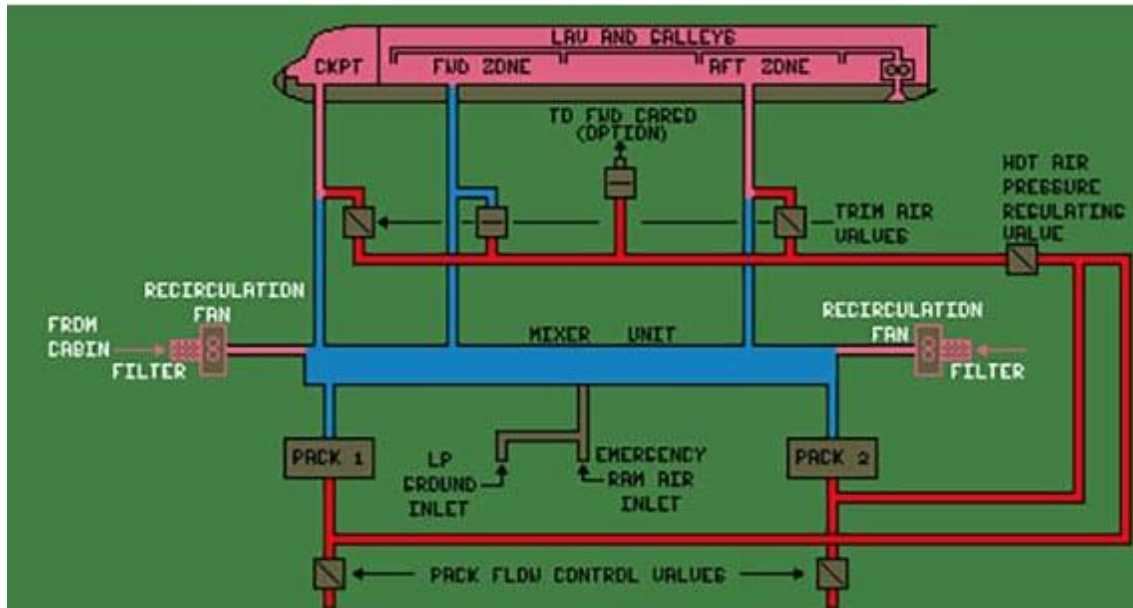


Figura 42. Esquema de los componentes del sistema de aire acondicionado de un avión. Fuente: (Actualidad TMA, 2012)

5.2.2 Funcionamiento del sistema anti-hielo

Durante el vuelo a velocidad de crucero pueden darse condiciones meteorológicas que provoquen la acumulación de hielo de las superficies del fuselaje, suceso también denominado engelamiento. La formación de hielo ocurre cuando la aeronave atraviesa una zona de la atmósfera con gotas en estado de subfusión; dicho estado implica que las gotas de agua no se congelan a pesar de estar a temperatura negativa pero, ante un ligero aumento de la presión, las moléculas pasan a formar una estructura cristalina hexagonal, transformándose de esta manera en hielo. Estas gotas subfundidas suelen encontrarse en el interior de las nubes o de las cortinas de lluvia. Cuando un avión atraviesa este tipo de zonas, las gotas que impactan contra la superficie del fuselaje se convierten inmediatamente en hielo, quedando adherido a él. Lo

problemático no es la formación de hielo en la superficie sino la acumulación del mismo sobre ella.

Las zonas más críticas ante el fenómeno de engelamiento son el borde de ataque de las alas, pues es la zona del ala donde más hielo se acumula, y los motores, ya que son elementos fundamentales en el vuelo del avión. Este proyecto excluye el estudio de la formación de hielo en los motores y cómo tratarlo. Para evitar el engelamiento del ala se dirige parte del aire de sangrado de los motores y del APU a unos conductos dispuestos longitudinalmente en el borde de ataque y a lo largo de los *slats* finales. Al encontrarse este aire a elevada temperatura, logra derretir el hielo adherido. En las figuras 43 y 44 queda reflejada la distribución de los conductos mencionados:

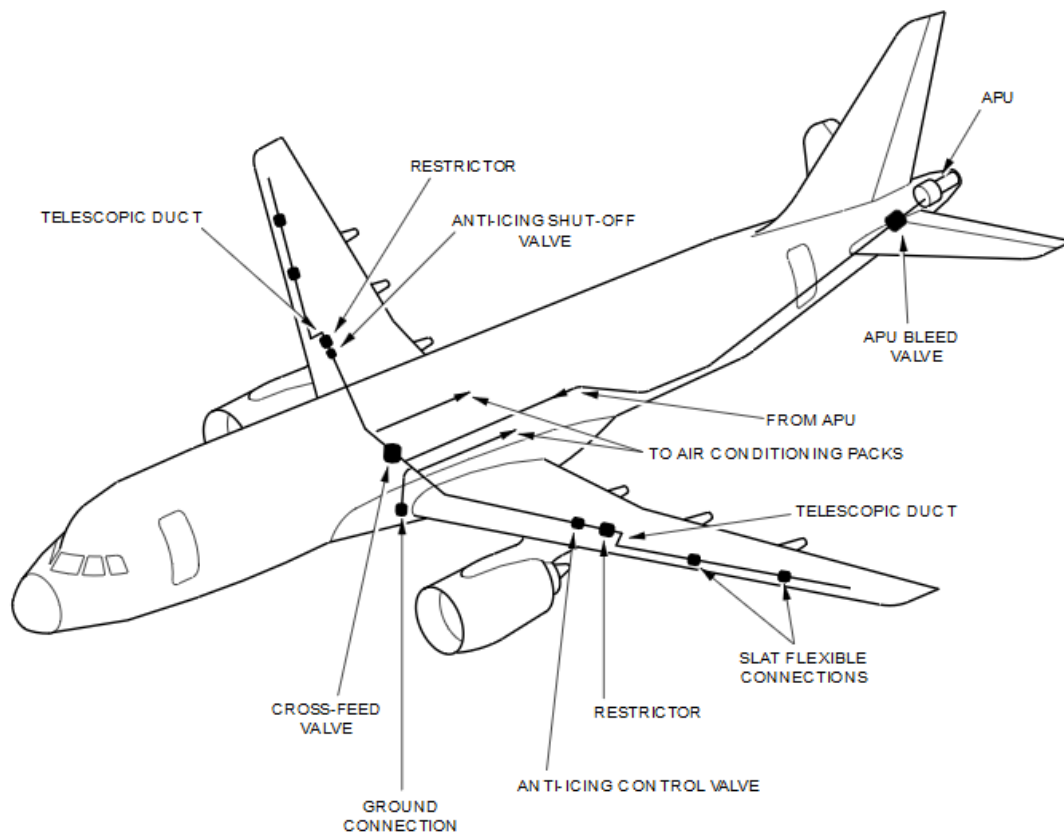


Figura 43. Esquema del conexionado de los conductos del sistema anti-hielo de un avión. Fuente: (Airbus, 2018)

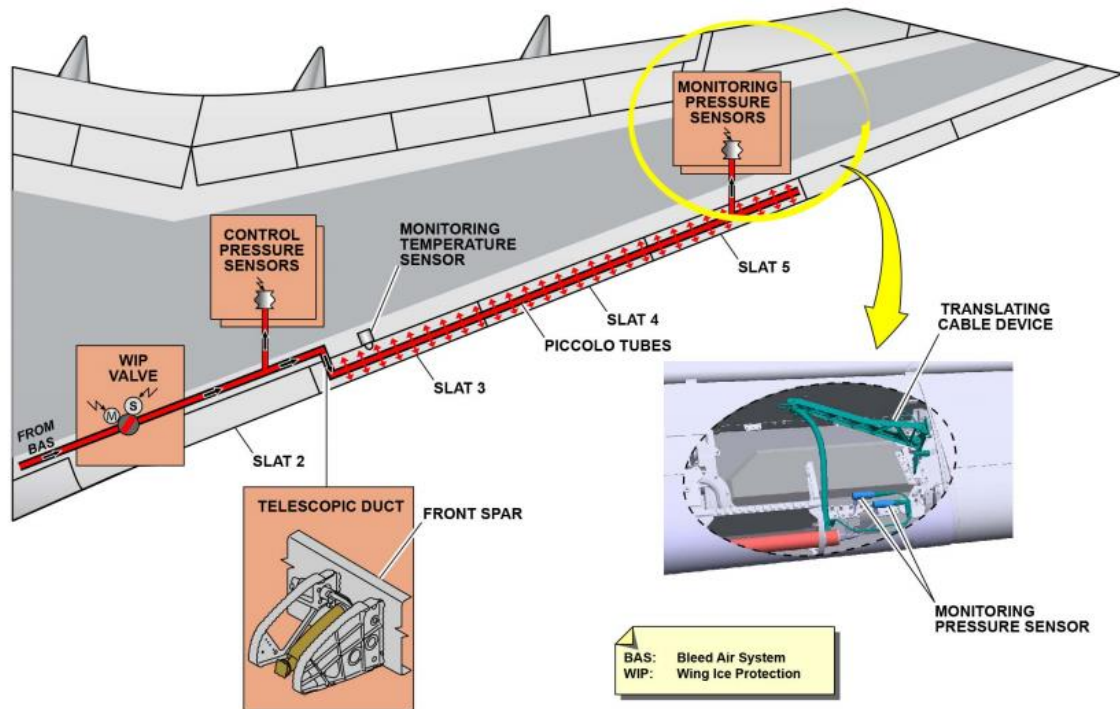


Figura 44. Esquema del conexionado de los conductos del sistema anti-hielo por los slats del ala. Fuente: (Airbus, 2018)

Estos conductos son tubos Piccolo, generalmente de titanio y útiles por su especial geometría: se encuentran repletos de pequeños orificios en la superficie lateral por los que sale el aire caliente que circula por el interior. De esta manera, toda la cavidad interior del borde de ataque queda rellena del aire de sangrado que, gracias a su elevada temperatura (100°C – 250°C) y al fenómeno de conducción de calor, logra derretir cualquier resto de hielo que pueda quedar adherido a la superficie del ala. La imagen a continuación muestra con claridad la circulación del aire en este tubo tanto en el borde de ataque como en los *slats*:

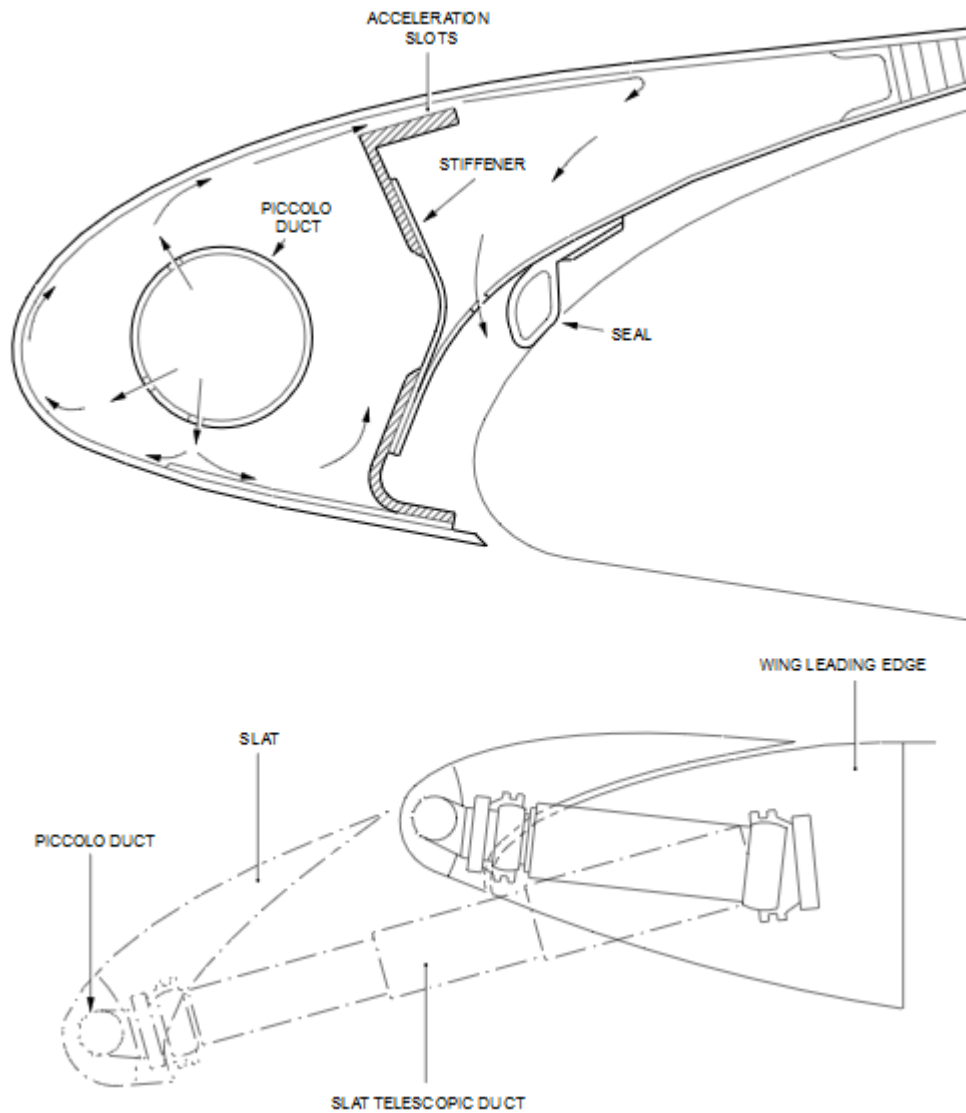


Figura 45. Esquema del tubo Piccolo en el borde de ataque del ala. Fuente: (Airbus, 2018)

Hasta aquí se ha descrito el funcionamiento del sistema neumático de acondicionamiento de la aeronave y del sistema anti-hielo de las alas. Ambos sistemas arrancan del mismo origen: el sangrado de los motores y del APU. A continuación se representa esta relación en un esquema que engloba los dos sistemas:

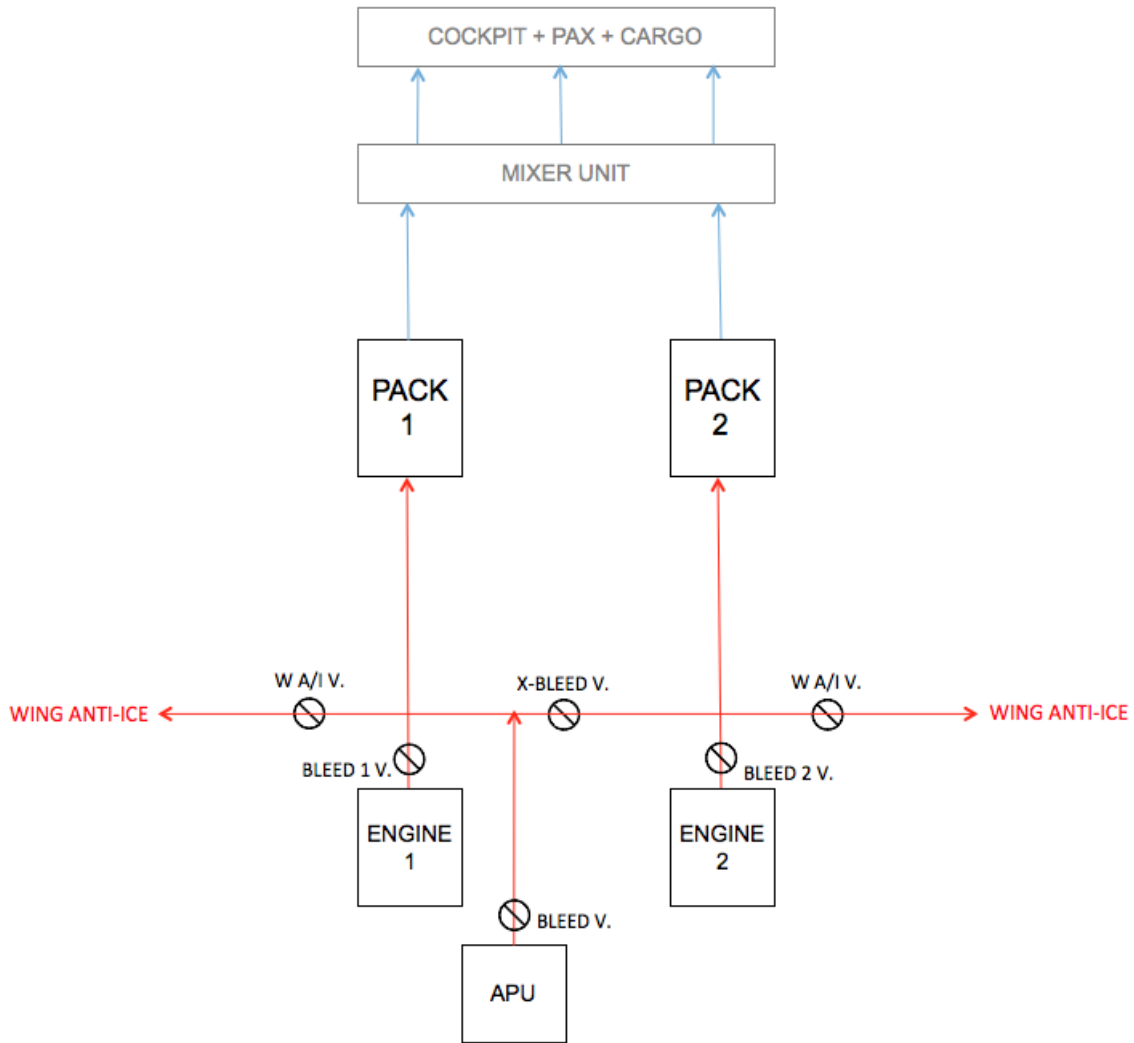


Figura 46. Esquema neumático de los sistemas de acondicionamiento y de anti-hielo.
Fuente: elaboración propia

Puede verse en la imagen superior que los motores y el APU alimentan el sistema anti-hielo de las alas y los packs del sistema de acondicionamiento con aire caliente, representado mediante flechas rojas. Tras atravesar los packs, el aire reduce drásticamente su temperatura y se dirige a la unidad mezcladora o *mixer unit*, representado por flechas azules, y posteriormente a las zonas a aclimatar con un ligero aumento previo de temperatura no representado en este esquema por motivos de simplificación.

Las válvulas representadas se regulan a través del cuadro de mandos del aire acondicionado y del sistema anti-hielo de la cabina de pilotos. Dicho cuadro puede observarse a continuación:



Figura 47. Cuadro de mandos del aire acondicionado y del sistema anti-hielo. Fuente: (Surcando los Cielos, 2018)

La distribución de sus elementos de control es muy similar al esquema de la figura 46, con lo que la interpretación de su funcionamiento no es complicada. Los botones son multifunción adecuados a cada sistema para su operación normal, anormal y de fallo, teniendo las opciones *ON/OFF/FAULT* adaptadas a cada caso; al presionar el botón, se abre o cierra su válvula correspondiente y se inician las órdenes asociadas que se hayan programado electrónicamente. El mando que controla la válvula *X-BLEED* tiene tres posiciones: abierto, cerrado y auto. Mientras la descripción de las dos primeras es redundante, cabe dedicar unas líneas a la explicación del funcionamiento de la tercera. El sistema neumático del avión se encuentra automatizado por numerosos circuitos electrónicos que regulan la actuación simultánea o consecutiva de distintos elementos ante una acción inicial. En el caso de la válvula *X-BLEED*, la posición de auto implica que se abra automáticamente en la puesta en marcha de motores, y se mantenga cerrada antes y después. Los mandos con las indicaciones de *cockpit*, *fwd cabin* y *aft cabin* sirven para regular la cantidad de aire caliente añadida a la corriente de aire frío de salida de los *packs* a fin de establecer la temperatura deseada en la cabina de pilotos, cabina delantera de pasajeros y cabina trasera de pasajeros, respectivamente. El mando con la denominación *PACK FLOW* regula el caudal que atraviesa los *packs* (bajo, normal y alto), y el botón de *RAM AIR* es una opción que desconecta los *packs* y deja entrar aire no regulado del exterior en situaciones de emergencia.

Ahora que ya ha sido explicado el funcionamiento de los sistemas de aire acondicionado y de anti-hielo, se procede a detallar el conexionado de ambos sistemas para la circulación de aire frío por el borde de ataque de las alas propuesto en este proyecto. La idea fundamental es combinar estos sistemas, presentes en todos los aviones actuales, con el mecanismo de chorros soplados estudiado en el estado de la técnica sobre la circulación del aire por la superficie alar (es decir, las patentes referentes al código B64C3/141 de la Clasificación Internacional). La patente en la que más se ha basado el desarrollo de la idea inventiva es en la número GB2508023, publicada el 21 de mayo de 2014 y perteneciente al inventor británico. El invento que protege dicha patente consiste en un perfil con un conducto que suministra aire a una cavidad a través de un tubo que se extiende a lo largo del borde de ataque del perfil. La cavidad queda al descubierto mediante una compuerta ajustable, la cual permite el paso del aire de la cavidad procedente del conducto hacia el exterior del borde de ataque, siendo el aire de esta manera empujado sobre la superficie superior del perfil y en dirección al borde de salida. Esto resulta en la generación de sustentación de forma totalmente independiente a la velocidad de la aeronave. Además, el invento cuenta con una superficie móvil en el borde de salida capaz de controlar la sustentación generada por los chorros soplados.

Otra de las características de este invento es el uso simultáneo del conducto de aire del sistema anti-hielo para la operación de soplado de aire comentada anteriormente, y para las aplicaciones de deshielo. Se puede aplicar el mismo principio a hidroperfiles en los que un fluido incompresible (preferentemente agua) es soplado a través de un tubo desde una máquina hasta una cavidad situada en el borde de ataque del hidroperfil. Esto resulta también en un efecto de sustentación independiente de la velocidad del hidroperfil.

El invento presente en este documento incluye el sistema de chorros soplados descrito en la patente número GB2508023, con la variante de un conducto de tipo Piccolo a lo largo del borde de ataque del ala, una capa horadada en la sección de salida del aire y aire soplado a temperatura fría. En la figura 48 se aprecian las partes de este invento. Se muestra una vista del perfil aerodinámico (1) con el conducto del sistema anti-hielo (2) dirigido a la cavidad (6) del borde de ataque. El aire atravesará la capa horadada (3) y la apertura que deja la compuerta (4) permitirá que el flujo de aire vaya desde el tubo (2) hasta la superficie superior exterior del borde de ataque, para dirigirse posteriormente hacia el borde de salida del perfil (1). Se propone la presencia de *flaps* (5) en el borde de salida para contribuir al aumento del efecto de sustentación.

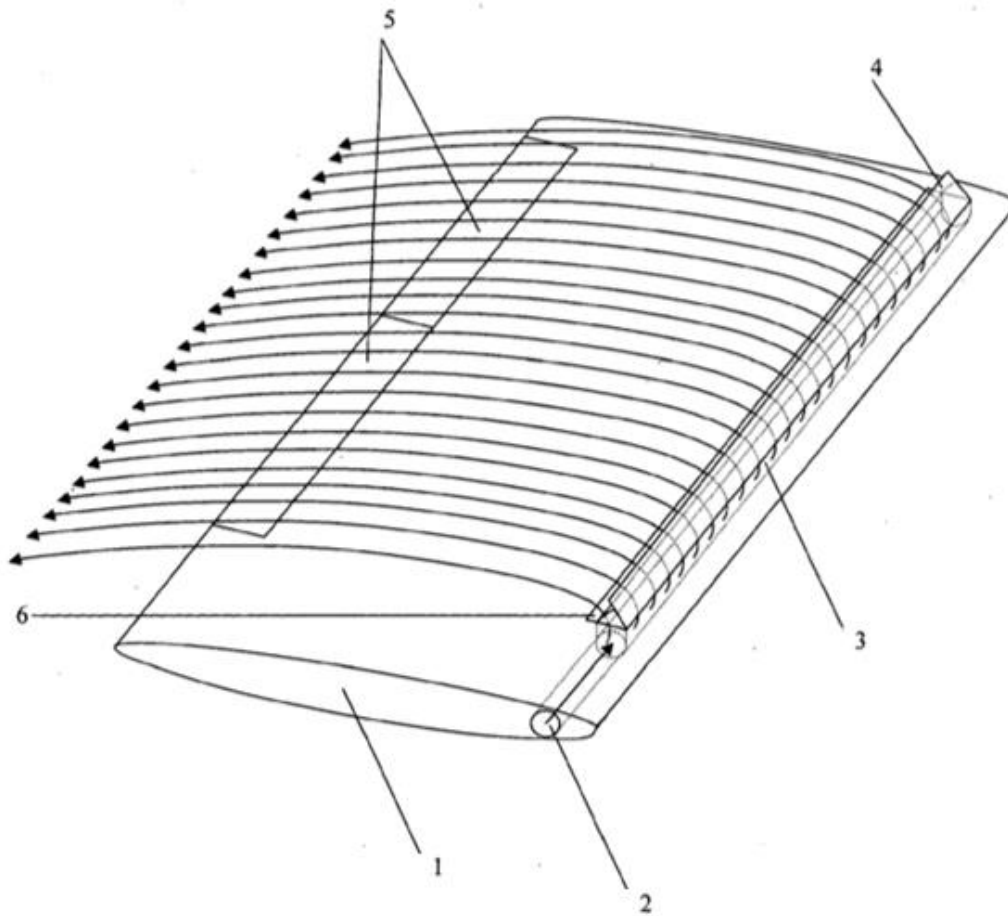


Figura 48. Perfil alar con sistema de aire soplado por el conducto del sistema anti-hielo. Fuente: editada de (Van, 2014)

El aire a baja temperatura –entre 0°C y 5°C- se extraerá del conducto que conecta los *packs* con la unidad mezcladora en el sistema de aire acondicionado, y para ello será necesaria la adición de un conducto que comunique el canal de salida de los *packs* con el conducto del sistema de anti-hielo, para cada ala. Se muestra en la imagen 49 el conexionado de los conductos del sistema neumático con esta nueva incorporación. La aportación personal queda reflejada en forma de marcaciones discontinuas mientras que las marcaciones continuas simbolizan los elementos ya existentes en el sistema neumático.

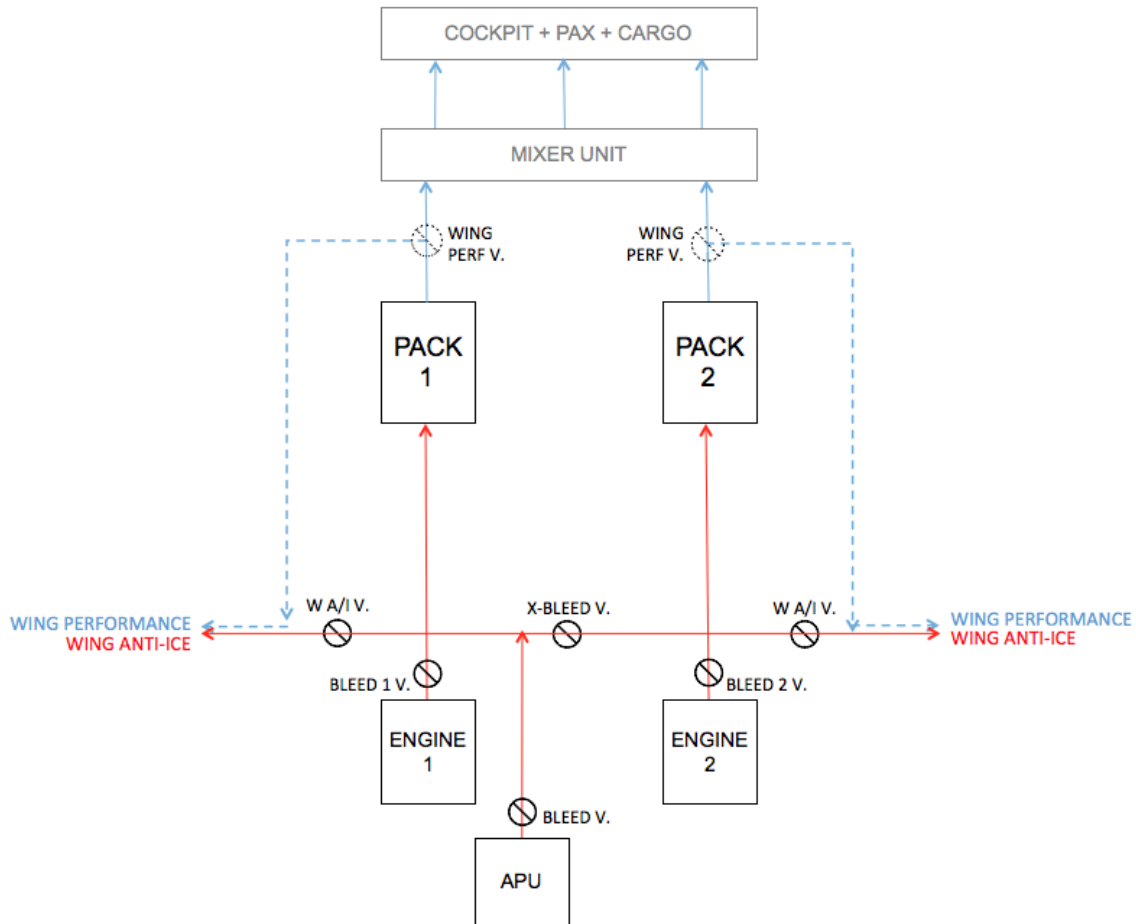


Figura 49. Esquema neumático de los sistemas de acondicionamiento y anti-hielo junto con la aportación personal. Fuente: elaboración propia

En la operación de despegue (fase más crítica por las exigencias de peso y condiciones ambientales), las válvulas de sangrado de los motores se encontrarán cerradas para que la totalidad del flujo de aire exterior entrante sea utilizado para la propulsión del avión. De esta manera, el sistema neumático será alimentado únicamente por el APU.

Como ya se ha comentado, con el fin de aumentar la sustentación del avión desde las alas, se recurrirá al sistema ya existente de chorros soplados desde el borde de ataque, pero incluyendo el siguiente salto inventivo: el aire soplado se encontrará a muy baja temperatura y se extraerá del circuito de acondicionamiento. Concretamente, como puede verse en el esquema de la figura 49, se incluirá una bifurcación en cada uno de los dos conductos de aire frío salientes de los *packs* y una válvula de tres vías (*WING PERF V.*) en estos nudos para marcar la dirección del aire que, en la operación de despegue, será hacia el sistema de anti-hielo ubicado en las alas. Esto implica que el interior del avión no será aclimatado en los minutos en los que transcurre el despegue,

pero al ser muy poco tiempo y encontrarse previamente aclimatado, el cambio en la sensación térmica será mínimo.

Para que todo esto funcione, las válvulas del aire de sangrado hacia las alas (*W A/I V.*) deben estar cerradas para evitar el flujo de aire caliente hacia los conductos del sistema anti-hielo, y la válvula de sangrado cruzado (*X-BLEED V.*) abierta para que el aire de sangrado procedente del APU pueda circular hacia ambos *packs*.

Cada válvula está diseñada en su forma óptima en función de las condiciones de presión y temperatura a las que se encuentra expuesta, por lo que posiblemente cada una tenga propiedades estructurales específicas según su función. En el caso de las válvulas que regulan el paso del fluido caliente hacia el sistema anti-hielo de las alas, su función inicial es retener/permitir el paso de aire a muy elevada temperatura (unos 200°C). Al añadir el conducto de aire frío, el paso de éste hacia las alas precisa el cierre de estas válvulas para impedir que el aire caliente se mezcle con el frío (entre 0°C y 5°C) –y suba su temperatura-, lo que implica que se encuentran soportando un fluido a una temperatura mucho menor de la que están diseñadas. Para evitar situaciones críticas, sería necesaria la presencia de una válvula antiretorno o *check valve* entre la válvula del sistema anti-hielo y la incorporación del conducto de aire frío con el conducto direccionado al ala (no representada en el esquema) para evitar flujos de retorno, esto es, confluencia en un punto de flujos de aire en direcciones opuestas. De esta manera, cuando el flujo del conducto de aire frío se incorpore al conducto del sistema anti-hielo, el aire frío se detendrá en la válvula antiretorno y no llegará a estar en contacto con la válvula del sistema anti-hielo. Así, esta válvula podrá seguir operando bajo sus condiciones estándar. Debido al elevado número de válvulas antiretorno presentes actualmente en el sistema neumático, se ha optado por no representarlas, por lo que tampoco se representa la válvula antiretorno en cuestión.

El estado de las válvulas para la operación de despegue propuesta se regulará a través del panel de control de la cabina de pilotos de la manera que se detalla a continuación. Para ello ha sido necesario diseñar un nuevo botón denominado *WING PERF* que se asocia con la nueva función *wing performance*. La explicación hará referencia en todo momento a la figura 50.



Figura 50. Cuadro de mandos del aire acondicionado y del sistema anti-hielo con botón adicional Wing Perf. Fuente: editada de (Surcando los Cielos, 2018)

Cuando la aeronave se encuentre en disposición de comenzar a elevar su velocidad hasta la necesaria para el despegue, se posicionará el botón de *WING PERF* en modo ON. Esto se traduce en la apertura de las válvulas correspondientes (*WING PERF. VALVES*) de manera que el aire frío saliente de los *packs* se dirige al canal de anti-hielo de las alas para poder ser expulsado al exterior. Para que esta función pueda llevarse a cabo, las válvulas que regulan el aire caliente hacia las alas (*W A/I VALVES*) deben encontrarse cerradas pues, de lo contrario, se mezclarían los gases de distintas temperaturas y no se conseguiría el objetivo propuesto. Para ello, es preciso que el botón *WING* del panel *ANTI ICE* esté en modo OFF. En caso contrario, se notificará en el botón correspondiente con el mensaje de error *FAULT*.

La función de *wing performance* está alimentada por el aire de sangrado, que puede provenir tanto de los motores como del APU. Será la tripulación la que determine el origen del sangrado tras analizar las condiciones ambientales, el estado operativo del APU y el peso al despegue. Para la apertura o cierre de las válvulas correspondientes se accionarán los botones asociados a ellas del panel del sistema neumático (*ENG 1 BLEED/ENG 2 BLEED/APU BLEED*). La opción más eficiente es la de que todo el aire que entra a los *packs* provenga del APU para que no se retire flujo de los motores y puedan focalizar toda su potencia en el empuje del avión. En este caso, las válvulas de toma de aire de los motores estarían cerradas y la del APU abierta. Sería preciso que la válvula

X-BLEED se encontrara abierta para que el flujo de aire del APU pudiera llegar a ambos *packs*.

Como se ha explicado anteriormente, el mando de la válvula *X-BLEED* en posición *AUTO* implica que se abre únicamente en la puesta en marcha de los motores; pues bien, se va a añadir la condición adicional de que se mantenga abierta siempre que el botón de *WING PERF* esté activo (es decir, en modo *ON*). De manera que, si el mando de la válvula *X-BLEED* está en la posición *SHUT* y el botón *WING PERF* en *ON*, el mensaje *FAULT* aparecerá en dicho botón.

5.3 Análisis del perfil aerodinámico sustentador

Ya habiendo desarrollado el diseño del invento, en este apartado se detallará el análisis realizado sobre él mediante el programa Ansys-Fluent. Este programa de análisis de elementos finitos predice cómo funcionaría y reaccionaría un volumen finito bajo un entorno fluido real.

Para poder modelar con la mayor precisión posible se consultaron algunos datos técnicos en la plataforma de Airbus, como las medidas de la altura del ala al suelo y de la longitud de la cuerda aerodinámica del perfil alar. Gracias a las imágenes de las figuras 51, 52 y 53 se pueden determinar buenas aproximaciones de estos parámetros. Para determinar la distancia de la cuerda aerodinámica se ha escogido un valor intermedio de cuerda máxima entre los proporcionados por los modelos de avión A350-900 y A330-300, siendo el primer modelo de mayor tamaño que el segundo. Se simbolizará este dato en forma de un recuadro rojo.

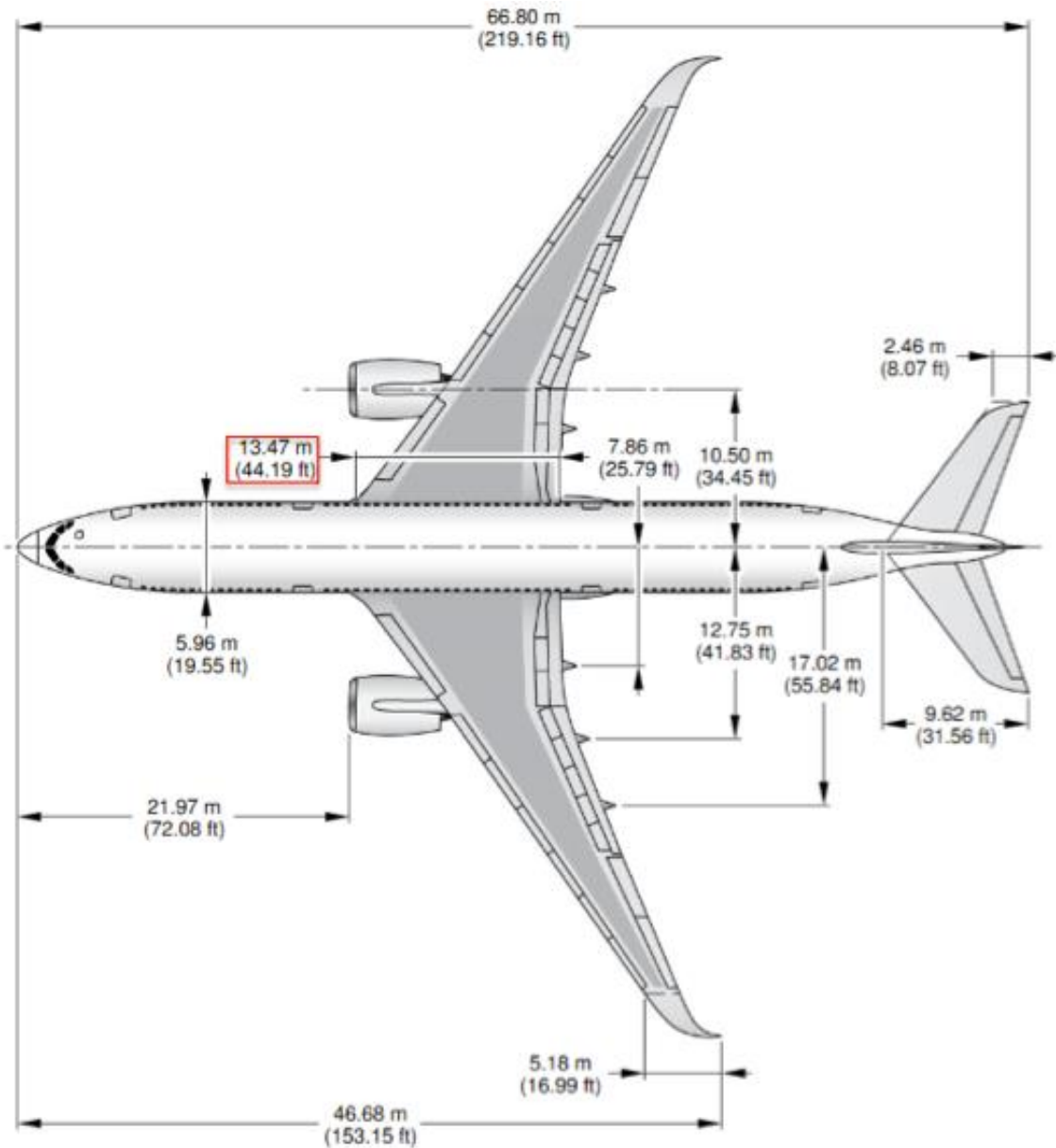


Figura 51. Datos técnicos del modelo de avión A350-900, vista superior. Fuente: (Airbus, 2018)

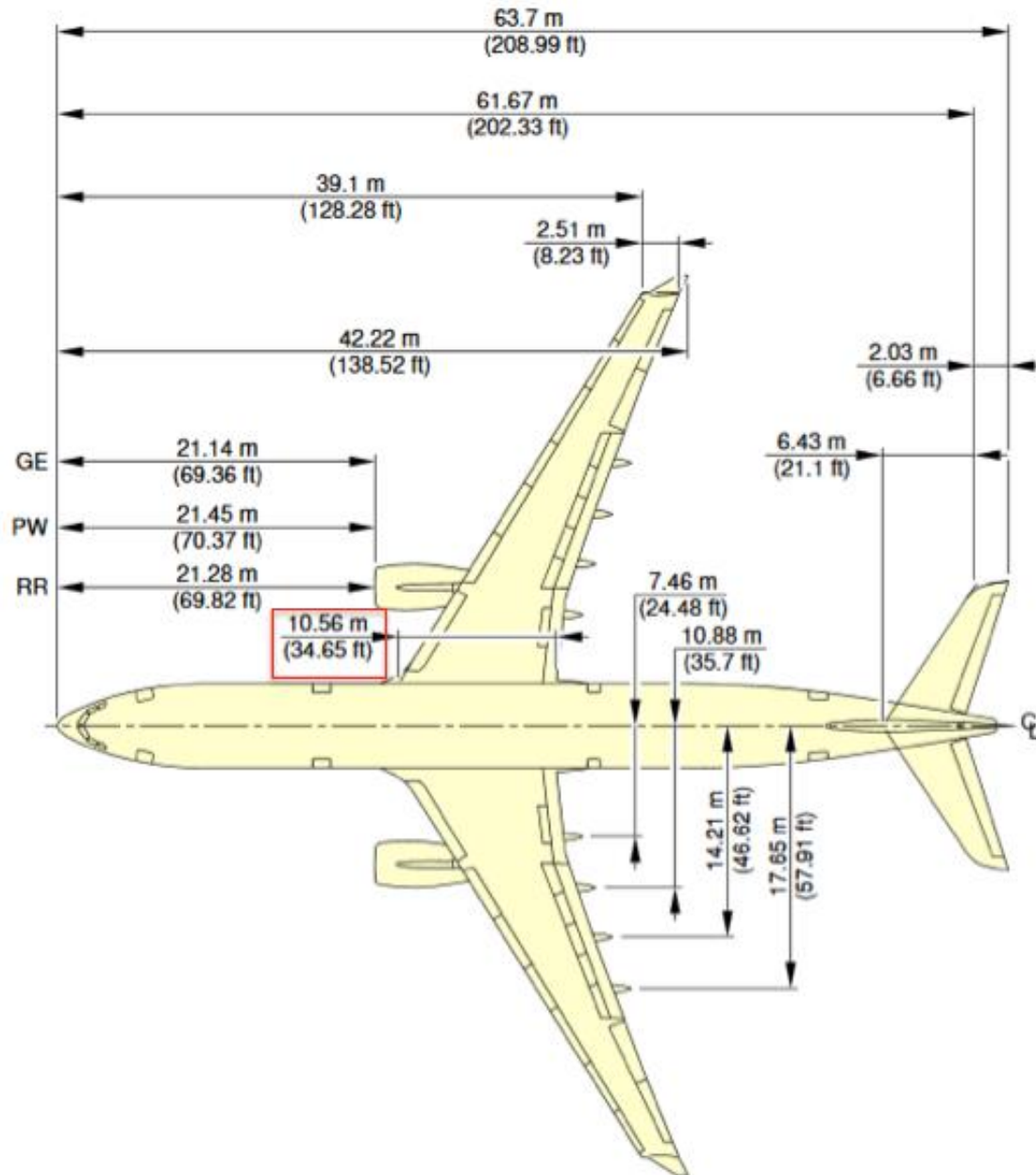
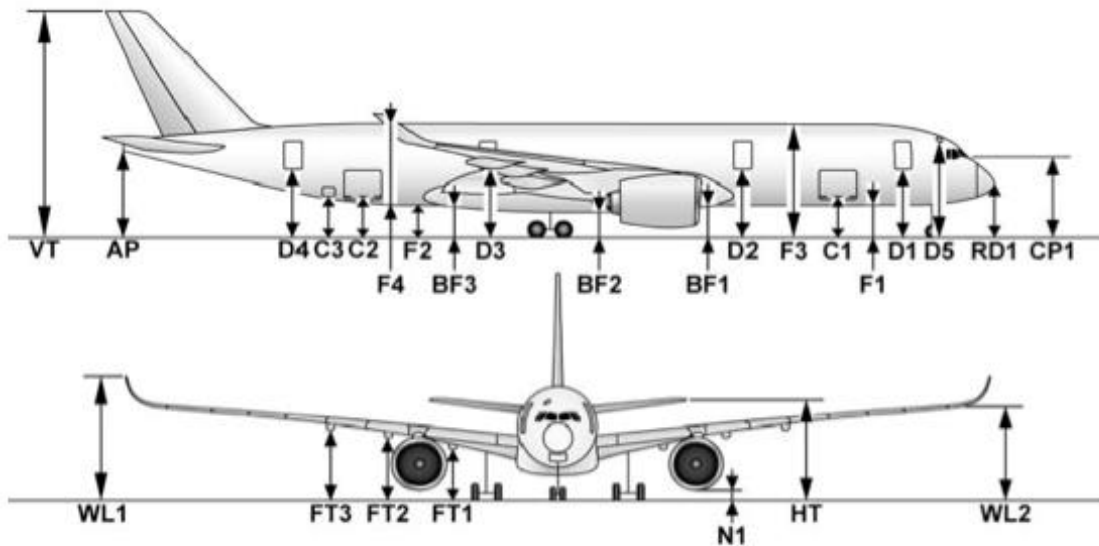


Figura 52. Datos técnicos del modelo de avión A330-300, vista superior. Fuente: (Airbus, 2018)

Para la determinación de la altura del ala con respecto al suelo se hará uso de los datos proporcionados en la figura 53, los cuales se corresponden con las alturas de distintas partes del avión A350-900 con distintas configuraciones de cargo. Se opta por tomar el valor FT3, indicado con un recuadro rojo en la figura, y se escoge también una media de los valores indicados para las distintas configuraciones de cargo. Este valor nos permitirá establecer la dimensión de la caja del túnel de viento modelado en Ansys, es decir, la distancia entre la superficie inferior del perfil y la parte inferior de la

caja. Esta caja contiene el volumen a estudiar dentro de ella y simula las condiciones del fluido definido que la atraviesa.



A/C CONFIGURATION	MRW (268 900 kg)		MRW (268 900 kg)		(135 000 kg)		(135 000 kg)		A/C JACKED	
	FWD CG (26%)		AFT CG (33.1%)		FWD CG (20%)		AFT CG (40%)		FDL=6.5 m (21.32 ft)	
	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft
AP	6.61	21.69	6.55	21.49	6.83	22.41	6.52	21.39	7.72	25.33
BF1	2.44	8.01	2.46	8.07	2.56	8.40	2.66	8.73	3.71	12.17
BF2	1.93	6.33	1.93	6.33	2.07	6.79	2.08	6.82	3.16	10.37
BF3	2.52	8.27	2.50	8.20	2.68	8.79	2.59	8.50	3.71	12.17
C1	3.09	10.14	3.13	10.27	3.19	10.47	3.37	11.06	4.39	14.40
C2	3.25	10.66	3.22	10.56	3.43	11.25	3.29	10.79	4.43	14.53
C3	3.25	10.66	3.21	10.53	3.43	11.25	3.26	10.70	4.41	14.47
CP1	5.84	19.16	5.90	19.35	5.93	19.46	6.20	20.34	7.18	23.56
D1	5.05	16.57	5.10	16.73	5.15	16.90	5.37	17.62	6.37	20.90
D2	5.10	16.73	5.12	16.80	5.22	17.13	5.33	17.49	6.37	20.90
D3	5.17	16.92	5.15	16.90	5.32	17.45	5.27	17.29	6.37	20.90
D4	5.22	17.13	5.18	17.00	5.41	17.75	5.21	17.09	6.37	20.90
D5	7.25	23.79	7.31	23.98	7.33	24.05	7.61	24.97	8.59	28.18
F1	2.41	7.91	2.45	8.04	2.51	8.23	2.70	8.86	3.71	12.17
F2	2.53	8.30	2.50	8.20	2.70	8.86	2.58	8.46	3.71	12.17
F3	8.50	27.89	8.54	28.02	8.61	28.25	8.78	28.81	9.80	32.15
F4	8.41	27.59	8.38	27.49	8.59	28.18	8.45	27.72	9.58	31.43
FT1	3.72	12.21	3.71	12.17	3.87	12.70	3.84	12.60	4.94	16.21
FT2	4.53	14.86	4.52	14.83	4.68	15.35	4.64	15.22	5.74	18.83
FT3	5.17	16.96	5.16	16.93	5.32	17.45	5.27	17.29	6.38	20.93
HT	7.67	25.16	7.60	24.93	7.88	25.85	7.56	24.80	8.77	28.77
N1	0.74	2.43	0.75	2.46	0.87	2.85	0.93	3.05	1.99	6.53
RD1	3.98	13.06	4.04	13.26	4.06	13.32	4.34	14.24	5.32	17.45
VT	17.17	56.33	17.10	56.10	17.39	57.05	17.07	56.00	18.27	59.94
WL1	9.40	30.84	9.37	30.74	9.57	31.40	9.44	30.97	10.57	34.68
WL2	6.98	22.90	6.96	22.84	7.14	23.43	7.04	23.10	8.17	26.80

NOTE:

PASSENGER AND CARGO DOOR GROUND CLEARANCES ARE MEASURED FROM THE CENTER OF THE DOOR SILL AND FROM FLOOR LEVEL.

ICN-A350-A-061000-A-FAPE3-0017A-A-001-01

Figura 53. Datos técnicos del modelo de avión A350-900, vista frontal y lateral.

Fuente: (Airbus, 2018)

Una vez se ha elaborado el diseño completo del perfil alar, se procede a realizar el mallado del volumen, etapa de gran importancia porque es la que determinará la precisión de los resultados obtenidos. Los elementos de la malla realizada deben tener un tamaño suficientemente pequeño como para aportar buena calidad al modelo, y la transición de tamaño de dichos elementos a lo largo de las distintas partes del volumen debe ser suave.

Tras el mallado se establecen las condiciones del fluido que atravesará el túnel de viento. Recordamos que este proyecto tiene especial utilidad en situaciones críticas de despegue, las cuales se dan en campos altos y cálidos donde la temperatura es elevada. Por ello consideraremos que la temperatura del aire exterior será de 30°C. Por otro lado, se establece que la velocidad de este aire en el momento de despegue es de 270 km/h y la velocidad del chorro de aire que circula por el conducto del sistema anti-hielo –y por lo tanto la velocidad idónea de salida del fluido por la superficie alar- de 200 km/h.¹¹

Se realizarán tres ensayos: uno con chorros de aire sopladados a temperatura elevada –es decir, sin la aportación personal-, otro con aire soplado a una temperatura de 0°C y un último ensayo con el aire soplado a 5°C.

a) Primer ensayo

Este ensayo representa las condiciones del estado de la técnica. En las patentes estudiadas se establece que la corriente de aire soplada proviene de alguna de las etapas de compresión del sistema de propulsión. En la maniobra de despegue los motores están actuando a su máxima potencia, por lo que el aire que los atraviesa tiene potencia suficiente en la etapa de baja compresión como para ser extraído hacia el sistema de chorros sopladados. Se considera que el aire de sangrado proviene de esta etapa, a una temperatura de unos 150°C. La extracción de aire de la etapa de alta compresión afectaría más negativamente al efecto de sustentación que la etapa de baja al ser su temperatura más elevada, por lo que se considera una mejor opción la primera etapa del motor.

Tras introducir los valores de $v_{aire, exterior} = 270 \text{ km/h}$, $v_{chorro} = 200 \text{ km/h}$, $T_{aire, exterior} = 30^\circ\text{C}$ y $T_{chorro} = 150^\circ\text{C}$, se obtiene la muestra final esperada. La comprobación de que los resultados son aceptables es que las funciones de los valores residuales son decrecientes a lo largo de las iteraciones realizadas por el programa –se

¹¹ Información obtenida de bases de datos de Iberia.

ha establecido un número de 100 iteraciones-, como se puede apreciar en la siguiente imagen.

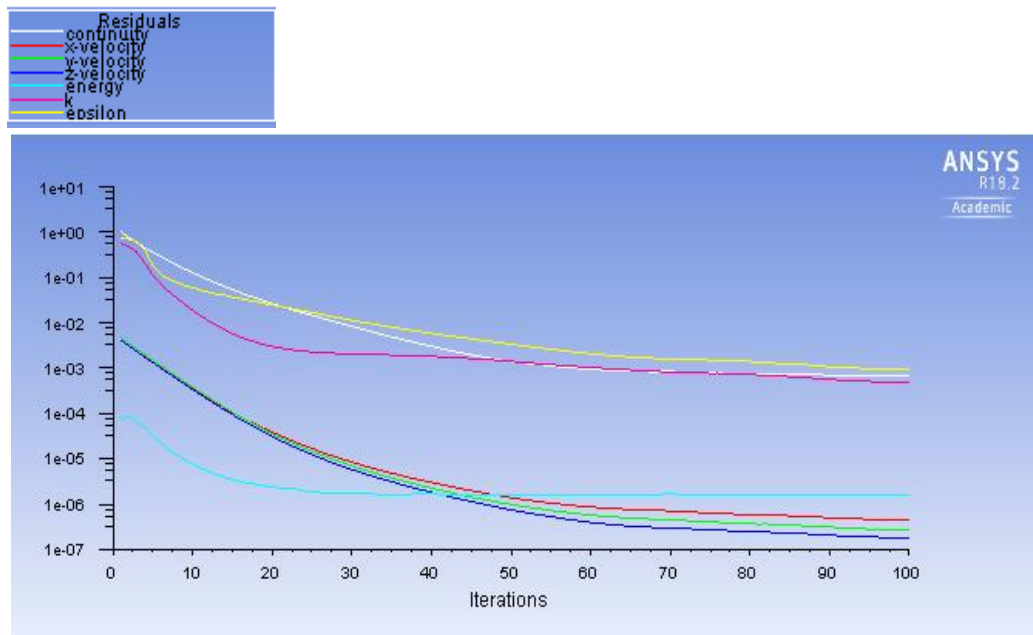


Figura 54. Gráfica de valores residuales del ensayo 1. Fuente: elaboración propia

El valor de sustentación obtenido con este ensayo es de 107 530 N como indica la figura 55. Cabe destacar que el hecho de que la función de este parámetro converja es un buen indicador de la validez del resultado, pues significa que cada iteración acota más el valor final del parámetro ensayado.

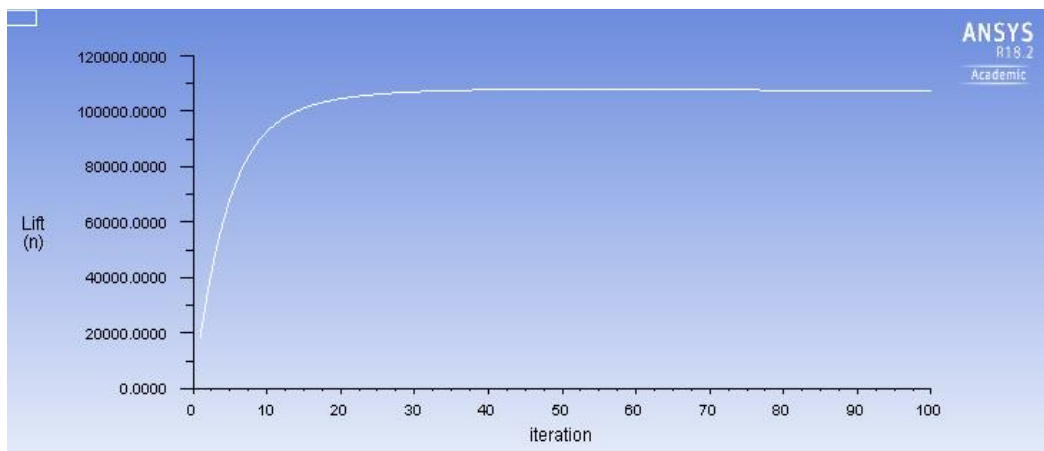


Figura 55. Gráfica del valor de la sustentación del ensayo 1. Fuente: elaboración propia

Se muestran a continuación distintas vistas del perfil ensayado. Aparecen en la leyenda cuantitativa de colores los valores de densidad del aire en las distintas zonas de las líneas de corriente que circundan el perfil.

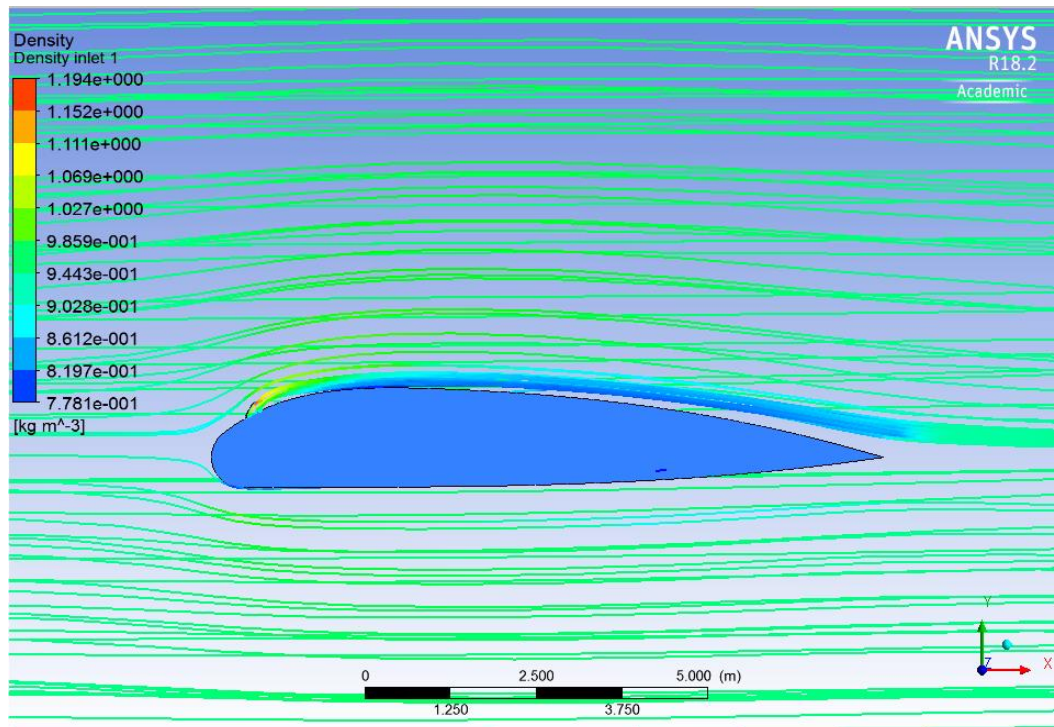


Figura 56. Vista lateral del perfil del ensayo 1. Fuente: elaboración propia

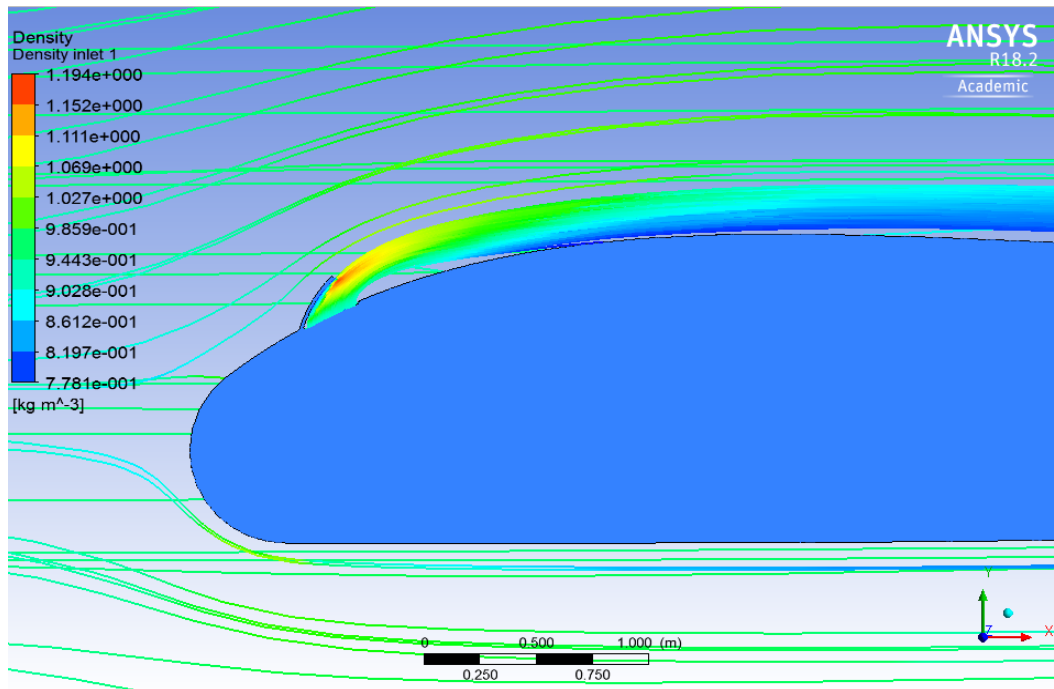


Figura 57. Vista del chorro soplado del perfil del ensayo 1. Fuente: elaboración propia

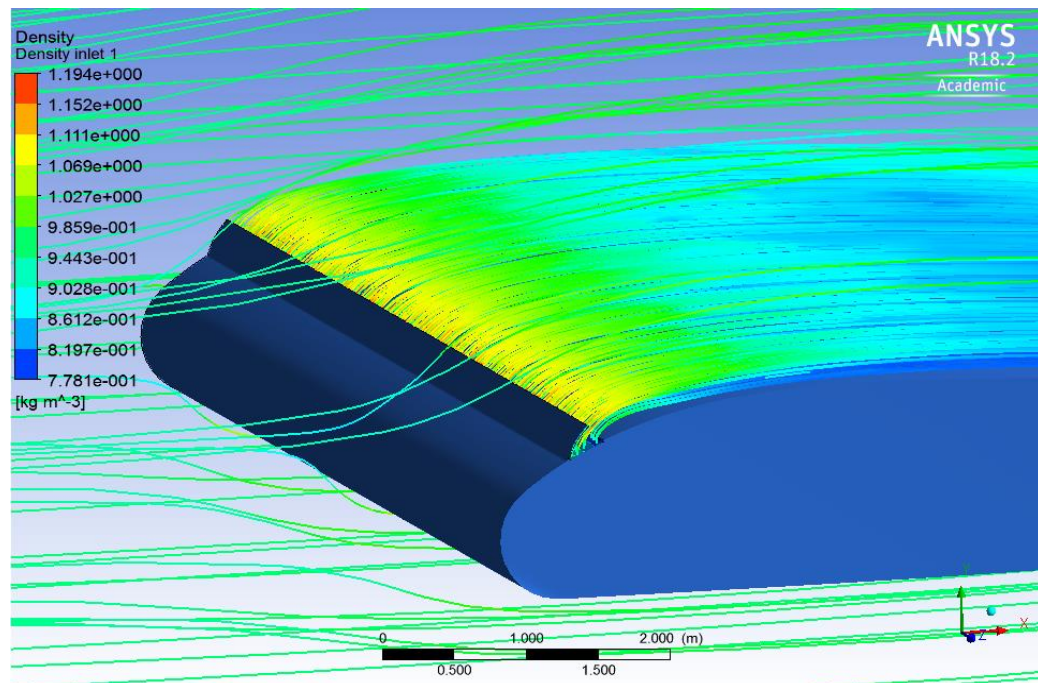


Figura 58. Vista en tres dimensiones del perfil del ensayo 1. Fuente: elaboración propia

b) Segundo ensayo

En este ensayo se practica la idea inventiva del soplado de aire frío, concretamente a una temperatura de 0°C . El resto de valores se mantienen constantes, quedando pues $v_{\text{aire,exterior}} = 270 \text{ km/h}$, $v_{\text{chorro}} = 200 \text{ km/h}$, $T_{\text{aire,exterior}} = 30^{\circ}\text{C}$ y $T_{\text{chorro}} = 0^{\circ}\text{C}$.

Al igual que en el primer ensayo, los valores residuales son decrecientes y el valor de la sustentación converge, lo que nos indica que el ensayo se ha realizado con éxito.

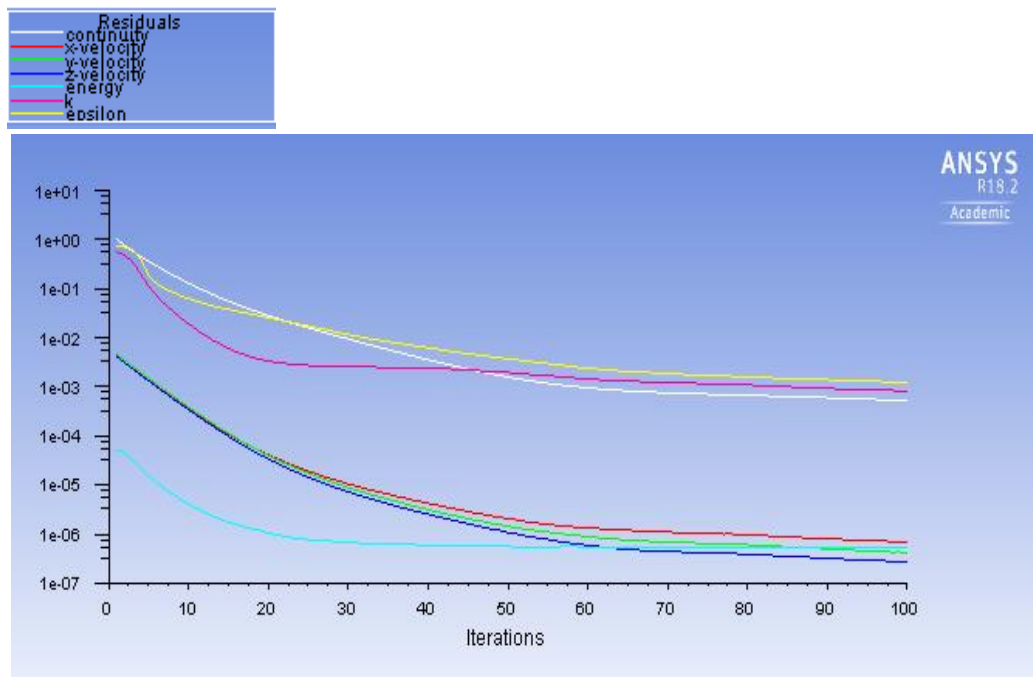


Figura 59. Gráfica de valores residuales del ensayo 2. Fuente: elaboración propia

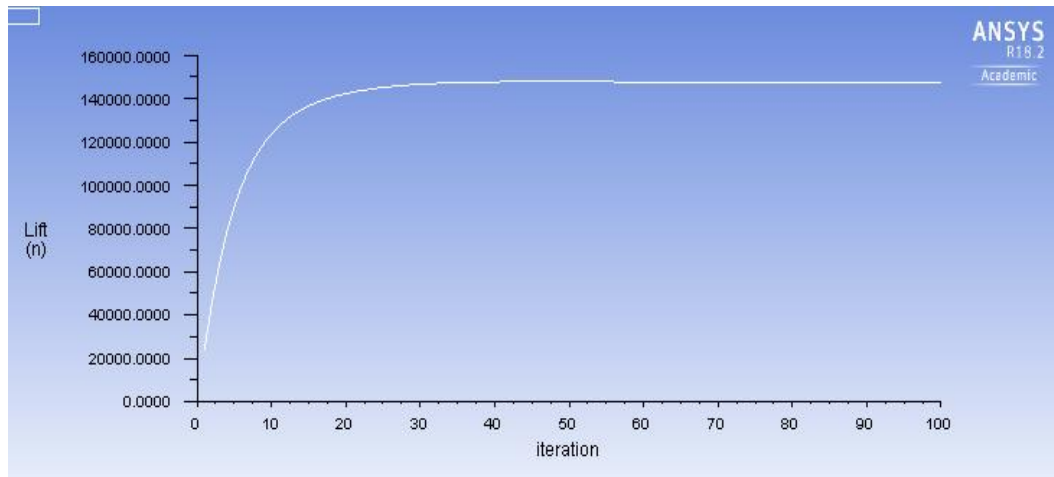


Figura 60. Gráfica del valor de la sustentación del ensayo 2. Fuente: elaboración propia

El valor de sustentación obtenido es de 147 430 N, mayor que el valor resultante del primer ensayo (107 530 N). Esto demuestra que se ha logrado un aumento de la sustentación con el invento del presente proyecto. Se puede observar además en las imágenes 61, 62 y 63 un incremento de la densidad en la zona del chorro de aire soplado en comparación con el ensayo 1, lo que justifica el aumento de la sustentación mencionado.

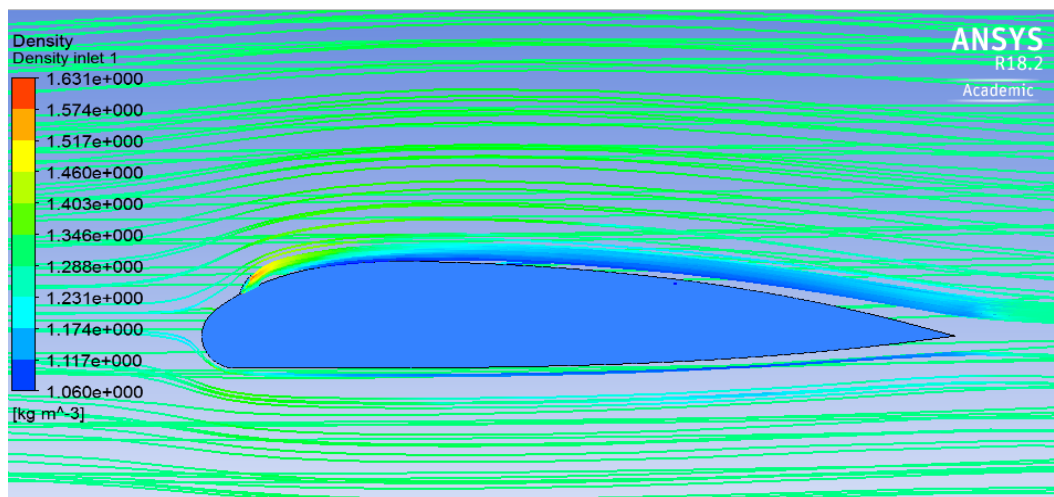


Figura 61. Vista lateral del perfil del ensayo 2. Fuente: elaboración propia

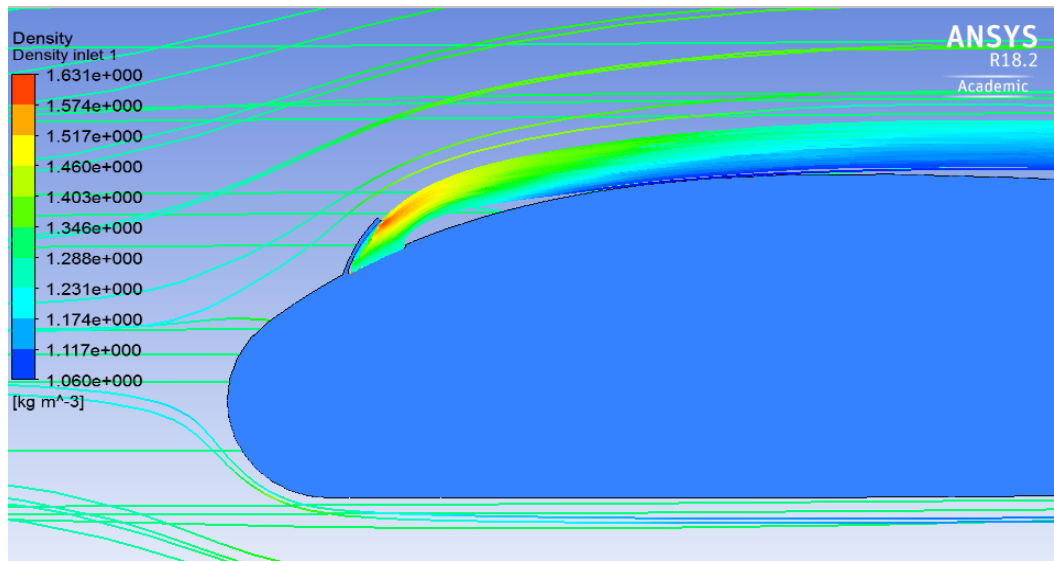


Figura 62. Vista del chorro soplado del perfil del ensayo 2. Fuente: elaboración propia

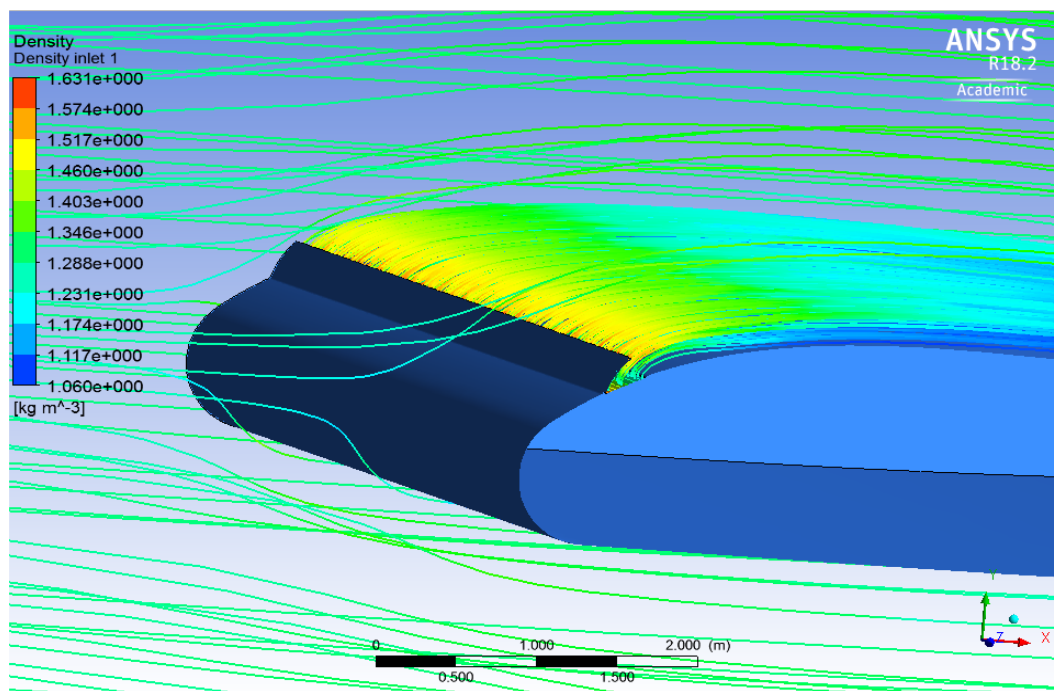


Figura 63. Vista en tres dimensiones del perfil del ensayo 2. Fuente: elaboración propia

c) Tercer ensayo

Este último ensayo también incorpora la idea inventiva del soplado de aire frío pero a una temperatura de 5°C , pues aunque no se pueda asegurar una temperatura exacta de este aire, sí se puede afirmar que se encuentra en este rango. El resto de valores se mantienen constantes, quedando pues $v_{\text{aire,exterior}} = 270 \text{ km/h}$, $v_{\text{chorro}} = 200 \text{ km/h}$, $T_{\text{aire,exterior}} = 30^{\circ}\text{C}$ y $T_{\text{chorro}} = 5^{\circ}\text{C}$.

Una vez más, la figura 64 representa el decrecimiento de los valores residuales y la figura 65 la convergencia del valor de la sustentación, mostrando así la estabilidad de los parámetros ensayados a lo largo de las iteraciones.

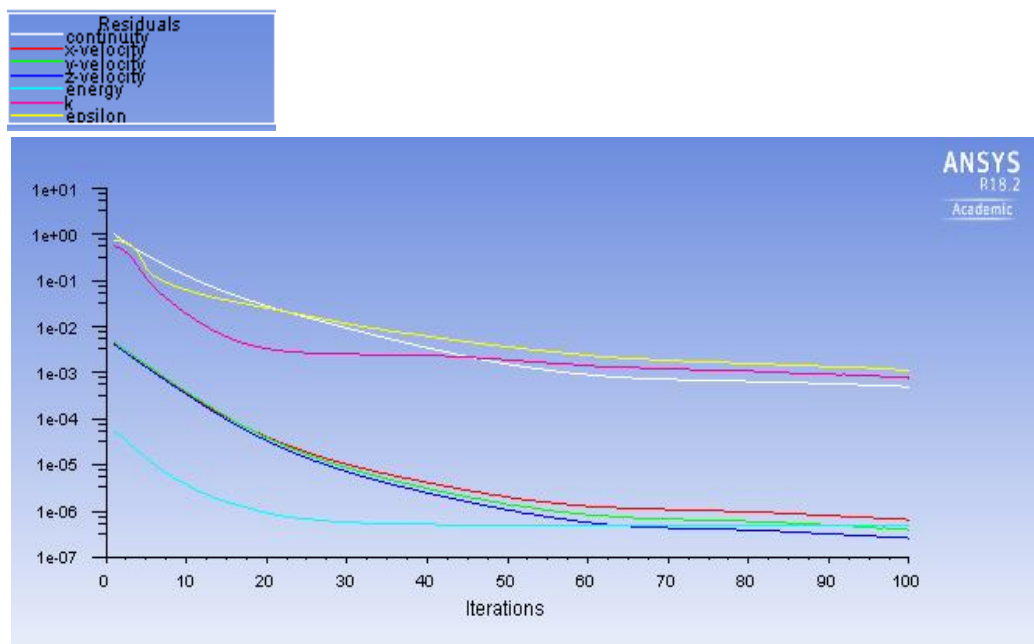


Figura 64. Gráfica de valores residuales del ensayo 3. Fuente: elaboración propia

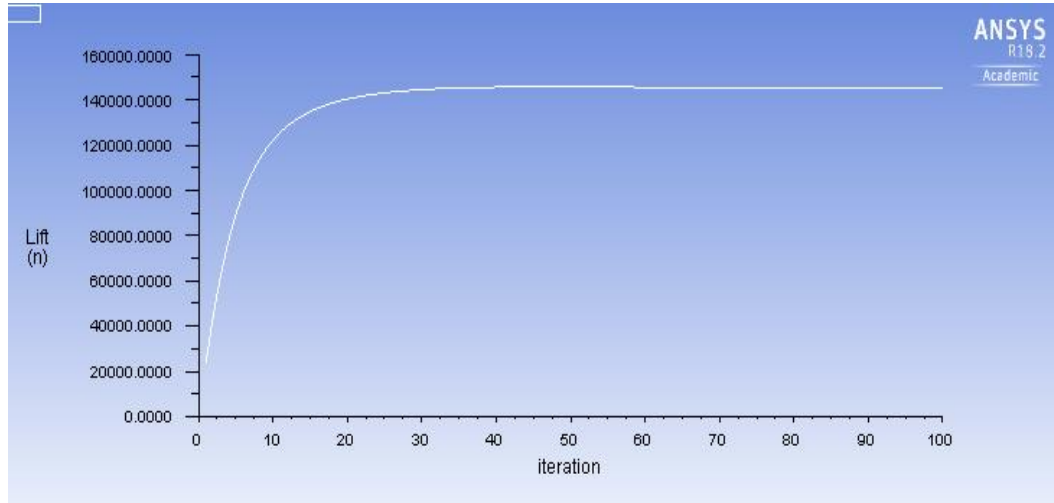


Figura 65. Gráfica del valor de la sustentación del ensayo 3. Fuente: elaboración propia

El valor de sustentación obtenido es de 145 290 N, algo menor que el resultado del ensayo a 0°C pero igualmente mayor que el valor resultante del primer ensayo (107 530 N). Es lógico que con este modelo se genere menor sustentación que con el segundo pues, al soplar un aire a 5°C en lugar de a 0°C, la densidad de este aire será menor, por lo que la sustentación también lo será. Esto queda demostrado en las figuras 66, 67 y 68, donde se puede ver que la densidad en la zona del chorro de aire soplado ha disminuido ligeramente con respecto al ensayo anterior.

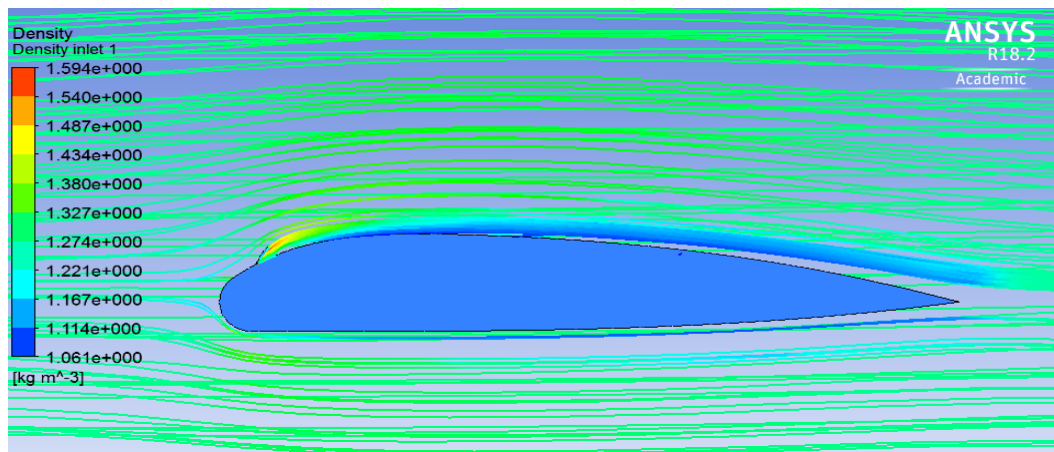


Figura 66. Vista lateral del perfil del ensayo 3. Fuente: elaboración propia

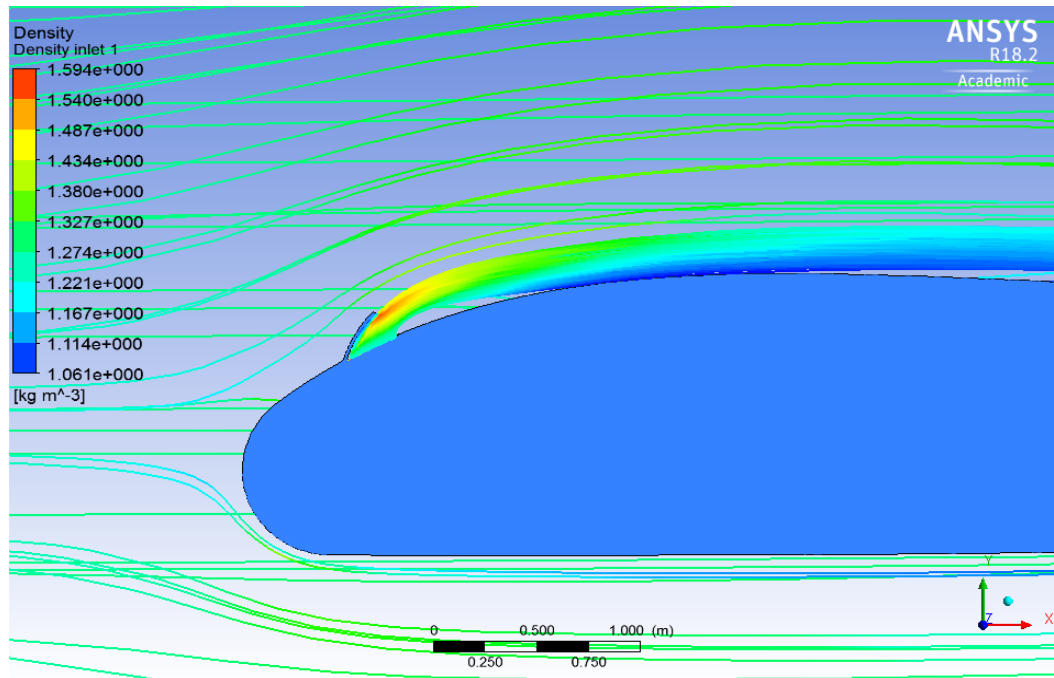


Figura 67. Vista del chorro soplado del perfil del ensayo 3. Fuente: elaboración propia

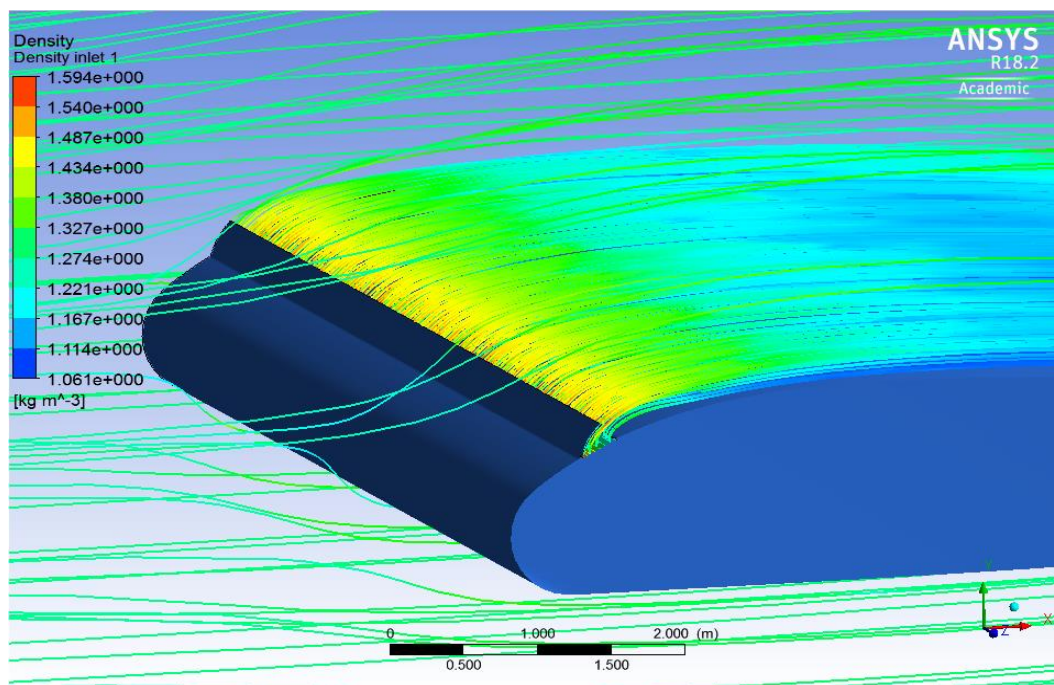


Figura 68. Vista en tres dimensiones del perfil del ensayo 3. Fuente: elaboración propia

5.4 Conclusiones

En el capítulo presente se ha explicado la metodología Triz, técnica de solución de problemas técnicos y científicos basada en soluciones ya existentes. Se concluye que el diseño innovador del perfil alar incluirá una capa horadada en la sección de salida del aire soplado, un sistema de regulación del tamaño de la ranura por un mecanismo con control electrónico y el aire soplado a baja temperatura, concretamente entre 0°C y 5°C. Dicho aire frío se conduce desde el sistema de aire acondicionado de la aeronave hasta el conducto del sistema anti-hielo del ala a través de la instalación de un nuevo conducto. Se definirá una nueva función del sistema de navegación, lo que requerirá un botón adicional en el cuadro de mandos de la cabina de pilotos.

Posteriormente se ha realizado un análisis del diseño definido mediante Ansys-Fluent, un programa de análisis de elementos finitos que predice cómo funcionaría y reaccionaría un volumen finito bajo un entorno fluido real. Se han ensayado tanto el perfil escogido del estado de la técnica –con una corriente de aire soplada a 150°C- como el perfil diseñado en este proyecto –con una corriente de aire soplada a 0°C y a 5°C, es decir, dos ensayos diferentes-. La comparación de estos ensayos ha permitido apreciar un aumento de la fuerza de la sustentación con el perfil que incluye el invento desarrollado, con lo que ha quedado demostrado el salto inventivo que supone la aportación personal.

El siguiente capítulo está enfocado a la presentación de todos los documentos que demuestran la solicitud de modelo de utilidad del invento de este proyecto.

Capítulo 6

Protección de la Propiedad Industrial de la invención

En el capítulo anterior se ha desarrollado la metodología empleada para el desarrollo del invento y el análisis realizado sobre el diseño final. En el capítulo presente se expondrán todos los documentos¹² de la solicitud de modelo de utilidad del invento de este proyecto, cuyo número de solicitud es ES U201800403.

Se ha considerado que la protección del invento del proyecto presente a través de una patente no procede por motivos económicos. Por ello se ha optado por el modelo de utilidad como forma de protección, al presentar un coste varias veces inferior al que supone la patente.

6.1 Documento

¹² El formato de los documentos incluidos en esta sección sigue las normas de redacción indicadas por la OEPM, las cuales pueden encontrarse en el capítulo 2, *Estudio de la Propiedad Industrial*.

DESCRIPCIÓN

DISEÑO DE PERFIL AERODINÁMICO SUSTENTADOR

SECTOR DE LA TÉCNICA

La presente invención pertenece al campo de la aeronáutica, y más concretamente al campo del control de la circulación del fluido alrededor del perfil aerodinámico.

El objeto de la presente invención es un nuevo sistema de soplado de aire frío a través del borde de ataque para contribuir al aumento del efecto de sustentación.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

La mejora de la sustentación ha sido durante muchos años un objetivo constante en la mayoría de las patentes y solicitudes de patentes publicadas relativas al control de la circulación del aire por la superficie alar. El tipo de perfil aerodinámico que más se ha investigado y desarrollado para esta causa es el que cuenta con diferentes sistemas de chorros soplados desde el interior o succionados desde el exterior, y desde las superficies superior y/o inferior del borde de ataque y/o salida, mediante los cuales se modifican las propiedades de presión y velocidad del aire en las proximidades del perfil y se logra el efecto de sustentación adicional deseado.

Existen numerosas variedades de soplado o succionado de chorros. Por ejemplo, el inventor americano Griswold II Roger W. desarrolló cuatro patentes durante la segunda mitad del siglo XX: dos de ellas (US28855160, US2927748) con chorros soplados por el borde de ataque, la tercera (US3016213) con chorros soplados tanto por el borde de ataque como por el de salida, y una cuarta (US3102704) con sistemas de succión en el borde de salida. El problema principal que presentan todas estas patentes es la complejidad de fabricación y de operación. Ciertamente es que el grado de avance de estos mecanismos es coherente a la época, al ser este inventor un pionero en el desarrollo de sistemas hipersustentadores a través del control de la circulación del fluido.

Otro de los problemas que presentaban varias patentes es el del peso añadido; el mecanismo de regulación del tamaño de los orificios podía ser bastante aparatoso, como era el caso del inventor Linck Drew W. con la patente US3873233. Desarrolló una estructura interna de soporte de la geometría del perfil con un elevado número de componentes. El esqueleto del perfil consistía en un elemento en forma de costilla que servía de soporte unido a una barra cuadrada hueca principal y por el interior de la cual circulaba la corriente de aire propulsada posteriormente al exterior, al borde de salida o ataque y a unas paletas en forma de cuchilla. Los espacios entre dichas paletas conformaban los orificios de salida de los chorros, cuyo tamaño era ajustable gracias a la presencia de tornillos dispuestos verticalmente. Como se ha mencionado al comienzo de este párrafo, este mecanismo de regulación supone un peso adicional que resulta un problema crítico para el vuelo.

La patente US6202304 protege el invento del americano Shatz Solomon, consistente en una sábana térmica móvil que servía tanto para derretir el hielo acumulado en la superficie como para contribuir con su movimiento al aumento de la sustentación a través de la modificación de la circulación del fluido. De nuevo, surge el problema del peso y la complejidad al precisar la instalación de dos motores enrollados alrededor de cada sábana –cuatro motores en total, pues la sábana se encuentra tanto en la superficie superior como en la inferior- para provocar su movimiento.

Una patente muy novedosa es la de los inventores Henry J. Koppelman y Klein Michael K., publicada en noviembre de 2017 (US2016159465). Consta de la incorporación de una capa intermedia de microretícula metálica al perfil alar, ubicada entre una capa perforada exterior (de materiales como CFRP, CP2 o titanio) y una cavidad interior. Se trata de un material metálico poroso sintético consistente en una espuma metálica ultraligera a través de cuyos poros se succiona el aire del exterior. Con una densidad de $0,9 \frac{kg}{m^3}$, es uno de los materiales estructurales más ligeros conocidos por la ciencia en la actualidad. Este invento resuelve con creces el problema del peso, pero añade el factor económico a la ecuación; al ser un material tan innovador, resulta especialmente caro.

El origen habitual de los chorros soplados es el motor –o indefinido-, siendo su temperatura muy elevada (en torno a los 150°C). Sin embargo, por la relación inversa que mantienen la temperatura y la densidad, y la relación directa entre ésta y la fuerza

de sustentación, esta elevada temperatura soplada perjudica el objetivo de aumento de la sustentación, al disminuirla por la reducción de la densidad. Este problema se ha obviado y tratado de compensar con otros sistemas de hipersustentación, y con el invento de la presente solicitud se pretende buscar una solución.

EXPLICACIÓN DE LA INVENCION

El inventor de la presente solicitud ha desarrollado un nuevo sistema de chorros sopladados que resuelve los problemas anteriores gracias a la adaptación de una corriente de aire frío (inferior a 5°C) ya existente en el sistema de acondicionamiento del avión, al sistema de chorros sopladados.

Para este invento se ha tomado como referencia principal el documento GB2508023, que se corresponde con la patente del inventor británico Leeuw Jon Otegui Van publicada el 21 de mayo de 2014. El invento que protege dicha patente consiste en un perfil con un conducto que suministra aire a una cavidad a través de un tubo que se extiende a lo largo del borde de ataque del perfil. La cavidad queda al descubierto mediante una compuerta ajustable, la cual permite el paso del aire de la cavidad procedente del conducto hacia el exterior del borde de ataque, siendo el aire de esta manera empujado sobre la superficie superior del perfil y en dirección al borde de salida. Esto resulta en la generación de sustentación de forma totalmente independiente a la velocidad de la aeronave. Además, el invento cuenta con una superficie móvil en el borde de salida capaz de controlar la sustentación generada por los chorros sopladados. Otra de las características de este invento es el uso simultáneo del conducto de aire del sistema anti-hielo para la operación de soplado de aire comentada anteriormente, y para las aplicaciones de deshielo. Se puede aplicar el mismo principio a hidropeliles en los que un fluido incompresible (preferentemente agua) es soplado a través de un tubo desde una máquina hasta una cavidad situada en el borde de ataque del hidropelil. Esto resulta también en un efecto de sustentación independiente de la velocidad del hidropelil.

Otra patente en la que se ha basado el autor del presente invento es la número US9815545. En ella, el inventor canadiense David Steer desarrolló un sistema sustentador para aeronaves de tipo VTOL (*Vertical Take Off and Landing*) que incluye

una estructura sustentadora definida por un borde de ataque, un borde de salida, una superficie superior que se extiende entre los bordes de ataque y de salida, y una superficie inferior que también se extiende entre los mismos bordes. También incorpora una pluralidad de *flaps* móviles en los bordes de ataque y de salida, junto con aperturas en ambos bordes para dirigir la corriente de aire hacia la superficie superior. Este invento propone dos alternativas referentes a las aperturas mencionadas anteriormente, pudiendo ser en forma de orificios o en forma de compuerta. En el invento de la presente solicitud se optará por la apertura en forma de compuerta por motivos de simplificación de cálculos, dejando el caso de la apertura en forma de orificios –muy interesante por motivos que se explicarán más adelante en este apartado- abierto a futuras investigaciones.

El invento presentado en este documento consiste en un nuevo sistema de chorros soplados cuya corriente de aire se toma de una fuente de aire que se encuentra a menor temperatura que todas las patentes publicadas.

La reducción de la temperatura del aire soplado afecta positivamente a la sustentación por la siguiente relación matemática:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_{planta}$$

siendo F_L fuerza de sustentación, C_L coeficiente de sustentación, ρ densidad del aire, v velocidad del aire y A_{planta} el área en planta del ala. Como se puede observar, existe una dependencia lineal directa entre la densidad del aire y la fuerza de sustentación, lo que significa que un aumento de la densidad favorecería el efecto de sustentación. Puesto que el aire soplado de las patentes del estado de la técnica que lo mencionan tiene su origen en el sangrado del motor, donde la temperatura ronda los 100°C – 250°C, la sustentación se ve evidentemente disminuida por esta relación debido a la baja densidad del aire caliente. Con el soplado de aire más frío se conseguiría aumentar la sustentación gracias al correspondiente aumento de la densidad, logrando de esta manera el objetivo principal de este invento.

La toma de aire frío se encuentra en el sistema neumático de la aeronave, esto es, en el circuito de acondicionamiento ubicado en el fuselaje. Éste está formado por dos sistemas de refrigeración denominados *packs*, los cuales enfrían hasta una

temperatura de 0°C a 5°C el aire que les llega del sangrado del motor –cuya temperatura se encuentra entre los 100°C y los 250°C-, y dirigen dicho aire a una unidad mezcladora llamada *mixer unit*. En la unidad mezcladora se mezcla el aire frío con el aire ambiente de la cabina de pasajeros (por la simple función de la recirculación del aire), y posteriormente se bifurca y canaliza hacia las zonas con las que cuenta el avión, que son normalmente tres: la cabina de pilotos, las zonas delantera y trasera de la cabina de pasajeros, y las bodegas de carga. A estos canales se les añade la entrada del aire caliente de sangrado mencionado inicialmente. La cantidad de aire caliente a añadir al aire frío se regula a través de un panel de control ubicado en la cabina de pilotos, y es lo que determinará la temperatura final de las zonas a aclimatar.

Ahora bien, este invento propone la incorporación de un nuevo conducto conectado a la salida de los *packs*, donde la temperatura del aire es de 0°C – 5°C. El conducto irá dirigido al sistema de anti-hielo ya existente de las alas del avión, el cual se explicará a continuación para una mejor comprensión de la propuesta de invención.

Para evitar el engelamiento sobre el ala durante el vuelo a velocidad de crucero, se dirige parte del aire de sangrado de los motores y del APU (*Auxiliary Power Unit*, es decir, unidad de potencia auxiliar que suministra energías eléctrica y neumática) a unos conductos dispuestos longitudinalmente en el borde de ataque y a lo largo de los *slats* finales. Estos conductos son tubos Piccolo, generalmente de titanio y útiles por su especial geometría: se encuentran repletos de pequeños orificios en la superficie lateral por los que sale el aire caliente que circula por el interior. De esta manera, toda la cavidad interior del borde de ataque queda rellena del aire de sangrado que, gracias a su elevada temperatura (100°C – 250°C) y al fenómeno de conducción de calor, logra derretir cualquier resto de hielo que pueda quedar adherido a la superficie del ala.

Una de las novedades de este invento incluye la implantación de los nuevos conductos desde la salida de los *packs* hasta los conductos del borde de ataque de las alas. Existe una válvula para cada ala que regula el caudal de aire entre el sangrado de los motores y del APU y el sistema anti-hielo –es decir, la válvula se encuentra entre el ala y el fuselaje-, y se propone que la conexión de los nuevos conductos sea entre el ala y la válvula mencionada. De esta manera, cuando se requiera el efecto

sustentador del aire saliente de los *packs*, se bloqueará el flujo de aire caliente de sangrado a través de la válvula, pudiendo circular así el aire frío por el conducto del borde de ataque del sistema anti-hielo.

Este invento incorpora una compuerta a lo largo del borde de ataque del ala que permite que el aire frío sea expulsado al exterior para poder cumplir con el objetivo de aumento de la sustentación. Además, se propone incluir una capa horadada con al menos un orificio entre la compuerta y el tubo, lo que contribuiría a que la velocidad de salida del aire por el tubo se redujera lo mínimo posible (pues con la sección de salida de la ranura, mayor que la de los orificios, la reducción de la velocidad sería mayor). Interesa que la velocidad del aire por la superficie superior del perfil sea lo más elevada posible para lograr mayor efecto de sustentación gracias a la bajada de presión que supone dicho aumento de velocidad según la teoría de Bernoulli.

Por otro lado, cuando no se requiera el efecto sustentador, se propone la adición de una válvula de tres vías al nuevo conducto en la salida de cada *pack*, para poder bloquear la desviación del aire frío hacia las alas y dirigirlo en su totalidad a la unidad mezcladora del sistema neumático. Así quedará libre el conducto de las alas del sistema anti-hielo, que podrá o bien llenarse del aire de sangrado de los motores cuando sea preciso para descongelar el hielo que pueda aparecer, o bien quedarse inutilizado.

Cada válvula está diseñada en su forma óptima en función de las condiciones de presión y temperatura a las que se encuentra expuesta, por lo que posiblemente cada una tenga propiedades estructurales específicas según su función. En el caso de las válvulas que regulan el paso del fluido caliente hacia el sistema anti-hielo de las alas, su función inicial es retener/permitir el paso de aire a muy elevada temperatura (unos 200°C). Al añadir el conducto de aire frío, el paso de éste hacia las alas precisa el cierre de estas válvulas para impedir que el aire caliente se mezcle con el frío (entre 0°C y 5°C) –y suba su temperatura-, lo que implica que se encuentran soportando un fluido a una temperatura mucho menor que aquella para la que están diseñadas. Para evitar situaciones críticas, sería necesaria la presencia de una válvula antiretorno o *check valve* entre la válvula del sistema anti-hielo y la incorporación del conducto de aire frío con el conducto direccionado al ala para evitar flujos de retorno, esto es, confluencia en un punto de flujos de aire en direcciones opuestas. De esta manera,

cuando el flujo del conducto de aire frío se incorpore al conducto del sistema anti-hielo, el aire frío se detendrá en la válvula antiretorno y no llegará a estar en contacto con la válvula del sistema anti-hielo. Así, esta válvula podrá seguir operando bajo sus condiciones estándar.

DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Con la finalidad de facilitar la comprensión de la descripción de la invención, se presentan unos dibujos y esquemas del perfil sustentador objeto de este documento.

Figura 1: vista del perfil aerodinámico (1) con el conducto del sistema anti-hielo (2) dirigido a la cavidad (6) del borde de ataque. El aire atravesará la capa horadada (3) y la apertura que deja la compuerta (4) permitirá que el flujo de aire vaya desde el tubo (2) hasta la superficie superior exterior del borde de ataque, para dirigirse posteriormente hacia el borde de salida del perfil (1). Se propone la presencia de *flaps* (5) en el borde de salida para contribuir al aumento del efecto de sustentación.

Figura 2: esquema hidráulico del conjunto sistema neumático de acondicionamiento y sistema anti-hielo. Cabe destacar que el sentido de la corriente del fluido viene determinado por el sentido de las flechas, los elementos en rojo simbolizan conductos de aire caliente, los elementos en color azul simbolizan conductos de aire frío, las marcaciones continuas representan elementos ya existentes en el estado de la técnica, y las marcaciones discontinuas representan la aportación del invento. El acondicionamiento de las cabinas de pasajeros y de pilotos se lleva a cabo mediante la combinación regulada de aire frío con aire caliente. El aire caliente o *bleed air* es el aire proveniente del sangrado de los motores (*ENGINE 1/2*) y de la unidad de potencia auxiliar (*APU*), contando cada uno con su respectiva válvula de control de caudal (*BLEED 1V./2V./V.*). Dicho aire –cuya temperatura se encuentra entre los 100°C y los 250°C– se conduce a dos sistemas de refrigeración del aire denominados *packs* (*PACK 1/2*). Son conjuntos de componentes cuya función es enfriar el aire caliente proveniente del sangrado del avión, hasta una temperatura de aproximadamente 0°C – 5°C, y posteriormente dirigirlo a una unidad mezcladora (*MIXER UNIT*). En la unidad mezcladora se mezcla el aire frío con el aire ambiente de la cabina de pasajeros (por

la simple función de la recirculación del aire), y posteriormente se bifurca y canaliza hacia las zonas con las que cuente el avión, que son normalmente tres: la cabina de pilotos, las zonas delantera y trasera de la cabina de pasajeros, y las bodegas de carga (*COCKPIT + PAX + CARGO*). A estos canales se les añade la entrada del aire caliente mencionado inicialmente, es decir, el aire de sangrado. La cantidad de aire caliente a añadir al aire frío se regula a través de un panel de control ubicado en la cabina de pilotos, y es lo que determinará la temperatura final de las zonas a aclimatar. La válvula *X-BLEED* (*X-BLEED V.*) regula la comunicación del aire de sangrado de los motores y del APU. La aportación del invento queda reflejada en forma de marcaciones discontinuas, y consiste en los conductos desde la salida de los *packs* hasta los conductos del borde de ataque de las alas. Se propone que la conexión de la parte final del conducto sea entre el ala y la válvula que regula el caudal de aire entre el sangrado de los motores y del APU y el sistema anti-hielo (*WAI V.*). De esta manera, cuando se requiera el efecto sustentador del aire saliente de los *packs*, se bloqueará el flujo de aire caliente de sangrado a través de la válvula, pudiendo circular así el aire frío por el conducto del borde de ataque del sistema anti-hielo. Se propone a su vez la incorporación de una válvula de tres vías a la salida de cada *pack* (*WING PERF V.*) para poder bloquear la desviación del aire frío hacia las alas y permitir que se dirija en su totalidad a la unidad mezcladora del sistema de aire acondicionado. Así quedará libre el conducto de las alas del sistema anti-hielo, que podrá o bien llenarse del aire de sangrado de los motores cuando sea preciso para descongelar el hielo que pueda aparecer, o bien quedarse inutilizado.

Figura 3: panel de control de la regulación de las válvulas del esquema de la figura 2, ubicado en la cabina de pilotos, junto con un botón adicional marcado en rojo como propuesta por parte del inventor. Los botones son multifunción adecuados a cada sistema para su operación normal, anormal y de fallo, teniendo las opciones *ON/OFF/FAULT* adaptadas a cada caso; al presionar el botón, se abre o cierra su válvula correspondiente y se inician las órdenes asociadas que se hayan programado electrónicamente. El mando que controla la válvula *X-BLEED* tiene tres posiciones: abierto, cerrado y auto. Mientras la descripción de las dos primeras es redundante, cabe dedicar unas líneas a la explicación del funcionamiento de la tercera. El sistema neumático del avión se encuentra automatizado por numerosos circuitos electrónicos que regulan la actuación simultánea o consecutiva de distintos elementos ante una acción inicial. En el caso de la válvula *X-BLEED*, la posición de auto implica que se

abra automáticamente en la puesta en marcha de motores, y se mantenga cerrada antes y después. Los mandos con las indicaciones de *COCKPIT*, *FWD CABIN* y *AFT CABIN* sirven para regular la cantidad de aire caliente añadida a la corriente de aire frío de salida de los *packs* a fin de establecer la temperatura deseada en la cabina de pilotos, cabina delantera de pasajeros y cabina trasera de pasajeros, respectivamente. El mando con la denominación *PACK FLOW* regula el caudal que atraviesa los *packs* (bajo, normal y alto), y el botón de *RAM AIR* es una opción que desconecta los *packs* y deja entrar aire no regulado del exterior en situaciones de emergencia. Por último, el botón de color rojo denominado *WING PERF* es la propuesta del inventor para la ejecución de su invento, que contará también con las opciones de *ON/OFF/FAULT*. El nombre técnico de este botón será *Wing Performance*.

REALIZACIÓN PREFERENTE DE LA INVENCION

La operación de despegue es la fase más crítica porque es el momento en el que el avión tiene el máximo peso de todo el vuelo al no haber consumido todavía el combustible, y además, necesita conseguir la energía necesaria para levantar ese peso en una longitud de pista limitada y partiendo de una situación de energía nula, en contraposición a cualquier otra situación posterior en la que siempre se dispondrá de una suma de energías cinética y potencial. Es por ello por lo que este invento es especialmente práctico para la fase de despegue.

A continuación se explicará el estado preferente de las válvulas del esquema de la figura 2 para la correcta ejecución del invento del documento presente, valiéndose de la imagen del panel de control de la cabina de pilotos (imagen 3) y del esquema del perfil (1) correspondiente a la imagen 1 para una mejor comprensión.

Este invento propone la incorporación de un nuevo conducto (7) conectado a la salida de los *packs*, donde la temperatura del aire es de 0°C – 5°C, hasta los conductos de anti-hielo (2) del borde de salida de las alas. Existe una válvula (*W A/I V.*) para cada ala que regula el caudal de aire entre el sangrado de los motores y del APU y el sistema anti-hielo –es decir, la válvula se encuentra entre el ala y el fuselaje-, y se propone que la conexión de los nuevos conductos (7) sea entre el ala y la válvula

mencionada (*W A/I V.*). De esta manera, cuando se requiera el efecto sustentador del aire saliente de los *packs*, se bloqueará el flujo de aire caliente de sangrado a través de la válvula (*W A/I V.*), pudiendo circular así el aire frío por el conducto del borde de ataque del sistema anti-hielo (2). Este invento incorpora una compuerta (4) a lo largo del borde de ataque del ala que permite que el aire frío sea expulsado al exterior para poder cumplir con el objetivo de aumento de la sustentación. Además, se propone incluir una capa horadada (3) con al menos un orificio entre la compuerta (4) y el tubo (2), lo que contribuiría a que la velocidad de salida del aire por el tubo (2) se redujera lo mínimo posible (pues con la sección de salida de la ranura, mayor que la de los orificios, la reducción de la velocidad sería mayor). Interesa que la velocidad del aire por la superficie superior del perfil (1) sea lo más elevada posible para lograr mayor efecto de sustentación gracias a la bajada de presión que supone dicho aumento de velocidad según la teoría de Bernoulli.

Por otro lado, cuando no se requiera el efecto sustentador, se propone la adición de una válvula de tres vías (*WING PERF V.*) al nuevo conducto (7) en la salida de cada *pack*, para poder bloquear la desviación del aire frío hacia las alas y pueda dirigirse en su totalidad a la unidad mezcladora del sistema neumático. Así quedará libre el conducto de las alas del sistema anti-hielo (2), que podrá o bien llenarse del aire de sangrado de los motores cuando sea preciso para descongelar el hielo que pueda aparecer, o bien quedarse inutilizado.

Cuando la aeronave se encuentre en disposición de comenzar a elevar su velocidad hasta la necesaria para el despegue, se posicionará el botón de *WING PERF.* en modo ON. Esto se traduce en la apertura de las válvulas correspondientes (*WING PERF. V*) de manera que el aire frío saliente de los *packs* se dirija al canal de anti-hielo (2) de las alas para poder ser expulsado al exterior. Para que esta función pueda llevarse a cabo, las válvulas que regulan el aire caliente hacia las alas (*W A/I V.*) deben encontrarse cerradas pues, de lo contrario, se mezclarían los gases de distintas temperaturas y no se conseguiría el objetivo propuesto. Para ello, es preciso que el botón *WING* del panel *ANTI ICE* esté en modo OFF. En caso contrario, se notificará en el botón correspondiente con el mensaje de error *FAULT*.

La función de *Wing Performance* está alimentada por el aire de sangrado, que puede provenir tanto de los motores como del APU. Será la tripulación la que determine el

origen del sangrado tras analizar las condiciones ambientales, el estado operativo del APU y el peso al despegue. Para la apertura o cierre de las válvulas correspondientes (*BLEED 1 V./BLEED 2 V./BLEED V.*) se accionarán los botones asociados a ellas del panel del sistema neumático (*ENG 1 BLEED/ENG 2 BLEED/APU BLEED*). La opción más eficiente es la de que todo el aire que entra a los *packs* provenga del APU para que no se retire flujo de los motores y puedan focalizar toda su potencia en el empuje del avión. En este caso, las válvulas de toma de aire de los motores estarían cerradas y la del APU abierta. Sería preciso que la válvula *X-BLEED* se encontrara abierta para que el flujo de aire del APU pudiera llegar a ambos *packs*. Como se ha explicado anteriormente, el mando de la válvula *X-BLEED* en posición *AUTO* implica que se abre únicamente en la puesta en marcha de los motores; pues bien, se va a añadir la condición adicional de que se mantenga abierta siempre que el botón de *WING PERF.* esté activo (es decir, en modo *ON*). De manera que, si el mando de la válvula *X-BLEED* está en la posición *SHUT* y el botón *WING PERF.* en *ON*, el mensaje *FAULT* aparecerá en dicho botón.

REIVINDICACIONES

1. Perfil aerodinámico (1) con un borde de ataque y otro de salida que contiene a lo largo del borde de ataque un conducto (2) y una apertura de tamaño ajustable mediante una compuerta (4), caracterizado por que el conducto (2) permite fluir hasta el borde de salida un fluido a una temperatura menor que una temperatura de referencia.
2. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con la reivindicación anterior adaptado para montarse en una aeronave.
3. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con la reivindicación anterior, donde la aeronave es de tipo motorizado.
4. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el fluido es impulsado por un sistema neumático.
5. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la temperatura de referencia es la del fluido después de atravesar el motor.
6. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la temperatura de referencia es la temperatura ambiente en el entorno del perfil (1).
7. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la circulación del fluido a menor temperatura se efectúa por la superficie superior del perfil (1).
8. Perfil (1) de acuerdo con la reivindicación 1 que adicionalmente comprende una capa horadada (3).
9. Perfil (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores que comprende la capa horadada (3) según la reivindicación 2 cuyos agujeros conforman la sección de salida del fluido.
10. Superficie sustentadora aeroespacial que comprende un perfil aerodinámico (1) según alguna de las reivindicaciones anteriores que comprende el uso simultáneo del conducto de aire de sangrado del sistema de anti-hielo (2) tanto para la transferencia del fluido hacia la superficie del borde de ataque del perfil, como para las aplicaciones de anti-hielo.
11. Sistema de aumento de la sustentación que comprende una superficie sustentadora aeroespacial según la reivindicación anterior cuyo fluido de

trabajo proviene directamente de la etapa de aire frío del sistema de acondicionamiento del sistema neumático, ubicada en el fuselaje, a través de la instalación de un nuevo conducto (7).

12. Sistema de aumento de la sustentación que comprende una superficie sustentadora aeroespacial según alguna de las reivindicaciones anteriores cuyo fluido de trabajo proviene directamente de la salida de los *packs* del sistema de acondicionamiento del sistema neumático, ubicados en el fuselaje, a través de la instalación de un nuevo conducto (7).
13. Sistema de aumento de la sustentación según alguna de las reivindicaciones anteriores cuyo fluido de trabajo se encuentra a una temperatura de entre 0°C y 5°C.
14. Sistema de aumento de la sustentación según alguna de las reivindicaciones anteriores cuyo conducto (2) se encuentra agujereado a lo largo del borde de ataque.

DIBUJOS

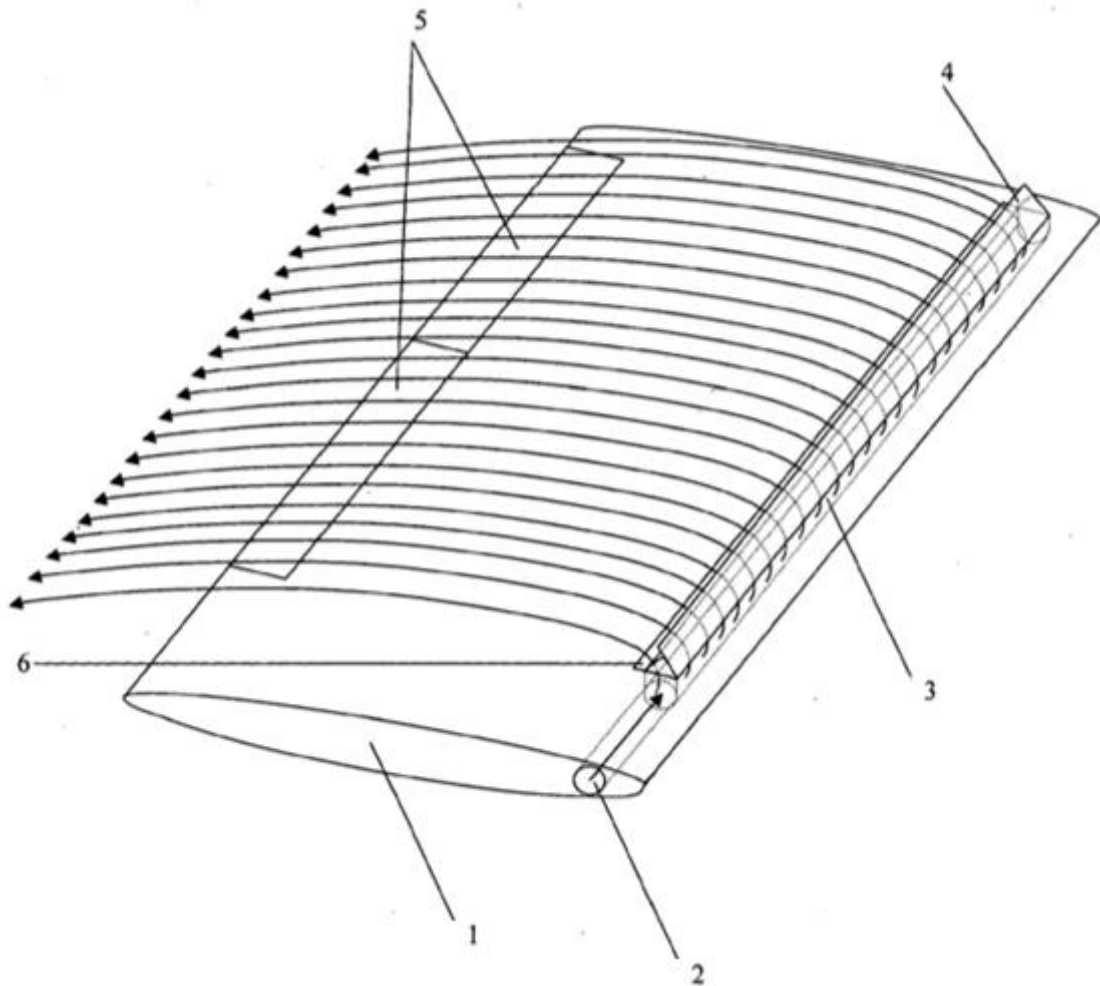


Figura 1

6. Instancia de solicitud de modelo de utilidad

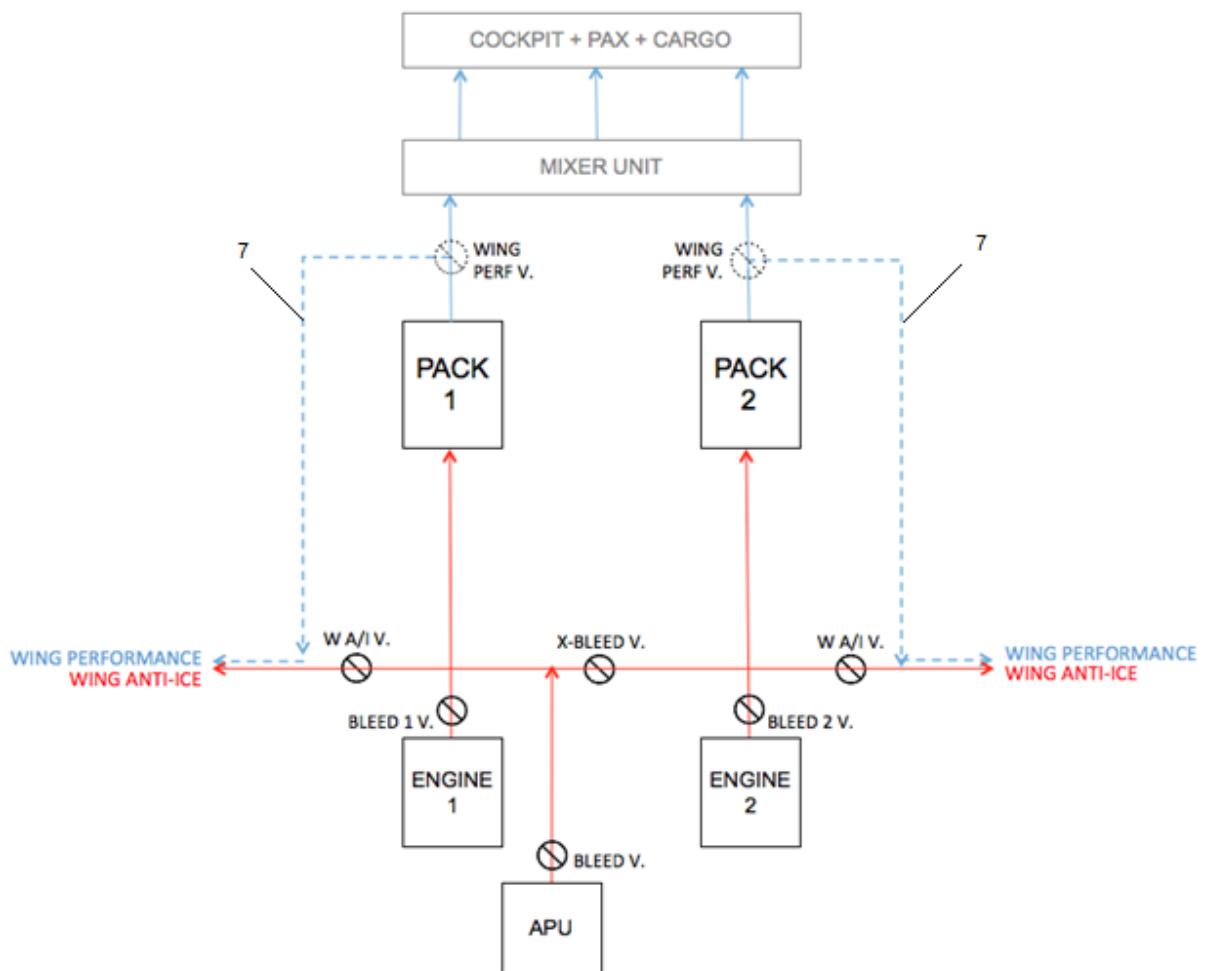


Figura 2



Figura 3

6.2 Tramitación



MINISTERIO
DE ENERGÍA, TURISMO
Y AGENDA DIGITAL



Oficina Española
de Patentes y Marcas

INSTANCIA DE SOLICITUD

Nº SOLICITUD: U201800403	
FECHA Y HORA DE ENTRADA EN OEPM: 05-JUL'18 13:38	
FECHA Y HORA DE ENTRADA EN LUGAR DISTINTO A LA OEPM:	
LUGAR DE PRESENTACIÓN	CÓDIGO

1. IDENTIFICACIÓN DE LA SOLICITUD

(1) MODALIDAD: ☐ PATENTE DE INVENCION ☒ MODELO DE UTILIDAD		(3) EXPEDIENTE PRINCIPAL O DE ORIGEN:	
(2) TIPO DE SOLICITUD: ☐ SOLICITUD DIVISIONAL ☐ CAMBIO DE MODALIDAD ☐ TRANSFORMACIÓN SOLICITUD PATENTE EUROPEA ☐ ENTRADA EN FASE NACIONAL DE SOLICITUD INTERNACIONAL PCT		MODALIDAD: Nº SOLICITUD: FECHA PRESENTACIÓN:	
El solicitante declara, por medio de esta instancia, tener derecho a presentar la solicitud arriba indicada			

2. TÍTULO DE LA INVENCION (4)

DISEÑO DE PERFIL AERODINÁMICO SUSTENTADOR

3. IDENTIFICACIÓN DEL SOLICITANTE

(5) APELLIDOS Y NOMBRE /DENOMINACIÓN SOCIAL					NIF/PASAPORTE	
BAZTÁN VARGAS, TERESA					53502981J	
DIRECCIÓN POSTAL				CÓDIGO POSTAL Y LOCALIDAD		PROVINCIA
MANUEL DEL VALLE 1, BLOQUE 2, 2ºG				28043 MADRID		MADRID
PAÍS DE RESIDENCIA	CÓDIGO PAÍS RESIDENCIA	PAÍS DE NACIONALIDAD	CÓDIGO PAÍS NACIONALIDAD	(6) CNAE	(7) PYME	
ESPAÑA	ES	ESPAÑA	ES			
DIRECCIÓN CORREO ELECTRÓNICO		Nº TELÉFONO FIJO	Nº TELÉFONO MÓVIL	(8) INDICACIÓN DEL MEDIO DE NOTIFICACIÓN PREFERENTE		
T.BAZTANV@GMAIL.COM		916483567	648722784	☐ CORREO POSTAL ☒ CORREO ELECTRÓNICO		
PORCENTAJE DE TITULARIDAD (9): 100%		NOTA: DE NO ESPECIFICARSE DICHO PORCENTAJE, LA OEPM PRESUMIRÁ IGUALES LAS CUOTAS DE LOS SOLICITANTES.				
EL SOLICITANTE TAMBIÉN ES INVENTOR (10):		☒ SÍ ☐ ESTE INVENTOR RENUNCIA A SER MENCIONADO		☐ NO MODO DE OBTENCIÓN DEL DERECHO: (11) ☐ INVENCION LABORAL ☐ CONTRATO ☐ SUCESIÓN ☐ OTROS (Especificar): _____		
(12) EL SOLICITANTE ES UNA UNIVERSIDAD PÚBLICA ESPAÑOLA				☐ SÍ		

Ejemplar para el solicitante

4. (13) OTROS SOLICITANTES Y/O INVENTORES

☒ LOS DEMÁS SOLICITANTES Y/O INVENTORES SE INDICAN EN HOJA COMPLEMENTARIA

Figura 69. Instancia de solicitud. Fuente: elaboración propia

6. Instancia de solicitud de modelo de utilidad

5. IDENTIFICACIÓN DEL REPRESENTANTE Y/O DIRECCIÓN DE CORRESPONDENCIA

(14) REPRESENTACIÓN		(15) N° PODER GENERAL	
☒ EL SOLICITANTE NO ESTÁ REPRESENTADO	EL SOLICITANTE ESTÁ REPRESENTADO POR: ☐ AGENTE DE LA PROPIEDAD INDUSTRIAL ☐ OTRO REPRESENTANTE		
(16) ACTUACIÓN POR MEDIO DE AGENTE	APELLIDOS Y NOMBRE / DENOMINACIÓN SOCIAL	CÓDIGO DE AGENTE	

(17) ACTUACIÓN POR MEDIO DE OTRO REPRESENTANTE	APELLIDOS Y NOMBRE	NIF/PASAPORTE	
DIRECCIÓN POSTAL	CÓDIGO POSTAL Y LOCALIDAD	PROVINCIA	PAÍS
DIRECCIÓN CORREO ELECTRÓNICO	N° TELÉFONO	(18) INDICACIÓN DEL MEDIO DE NOTIFICACIÓN PREFERENTE	
		☐ CORREO POSTAL ☐ CORREO ELECTRÓNICO	
☐ MÁRQUESE ESTA CASILLA CUANDO NO SE NOMBRE A REPRESENTANTE Y SE QUIERA UTILIZAR LA DIRECCIÓN ARRIBA INDICADA PARA CORRESPONDENCIA			

6. OTROS DATOS

(19) REIVINDICACIÓN DE PRIORIDAD	PAÍS ORIGEN	CÓDIGO PAÍS	FECHA	NÚMERO		
☐ SI ☒ NO						
El solicitante declara, por medio de esta instancia, tener derecho a reivindicar la prioridad arriba indicada						
(20) REMISIÓN A SOLICITUD ANTERIOR	PAÍS ORIGEN	CÓDIGO PAÍS	FECHA	NÚMERO		
☐ SI ☒ NO						
(21) EXPOSICIONES OFICIALES	NOMBRE	FECHA	LUGAR			
☐ SI ☒ NO						
(22) EFECTUADO DEPÓSITO DE MATERIAL BIOLÓGICO	AUTORIDAD DE DEPÓSITO	CÓDIGO PAÍS	FECHA	NÚMERO	ORIGEN GEOGRÁFICO	FUENTE DE PROCEDENCIA
☐ SI ☒ NO						
(23) RECURSO GENÉTICO	NÚMERO DE CERTIFICADO		NÚMERO DE REGISTRO			
☐ UTILIZACIÓN DE RECURSO GENÉTICO ☐ UTILIZACIÓN DE CONOCIMIENTO TRADICIONAL						
LISTA DE SECUENCIAS DE AMINOÁCIDOS Y ÁCIDOS NUCLEICOS						
La descripción contiene una lista de secuencias biológicas en concordancia con la norma ST.25 OMPI ☐ SI ☒ NO						
Se adjunta un soporte de datos legible por ordenador que incluye la lista de secuencias biológicas en concordancia con la norma ST.25 OMPI ☐ SI ☒ NO						
El solicitante declara, por medio de esta instancia, que la información registrada en el soporte de datos legible por ordenador es idéntica a la contenida en la lista de secuencias biológicas incluida en la descripción de la versión escrita de esta solicitud						
(24) EL SOLICITANTE SE ACOGE A LA REDUCCIÓN DE TASAS PREVISTA EN EL ART. 186 DE LA LEY 24/2015 DE PATENTES POR SER EMPRENDEDOR EN LOS TÉRMINOS ESTABLECIDOS LEGALMENTE (Se adjunta instancia y documentación pertinente)						☐ SI
(25) SE SOLICITA LA TRAMITACIÓN SEGÚN EL PROGRAMA DE CONCESIÓN ACCELERADA DE PATENTES Y, SIMULTANEAMENTE, LA PUBLICACIÓN DE ESTA SOLICITUD DE PATENTE ANTES DE 18 MESES DESDE LA FECHA DE PRESENTACIÓN DE LA MISMA, DE CONFORMIDAD CON LO DISPUESTO EN LA DISPOSICIÓN ADICIONAL SEXTA DE LA LEY 24/2015 DE PATENTES Y DE LA CORRESPONDIENTE INSTRUCCIÓN.						☐ SI
☐ (26) EL SOLICITANTE DISPONE DE UN INFORME DE INFORMACIÓN TECNOLÓGICA REALIZADO POR ESTA OFICINA PARA LA MISMA INVENCION					NÚMERO DE ITP:	

Ejemplar para el solicitante

Figura 70. Instancia de solicitud. Fuente: elaboración propia

6. Instancia de solicitud de modelo de utilidad

7. (27) ÍNDICE DE DOCUMENTOS QUE SE ACOMPAÑAN / FECHA Y FIRMA

☒ DESCRIPCIÓN. Nº PÁGINAS: <u>15</u> ☒ Nº DE REIVINDICACIONES: <u>14</u> ☒ DIBUJOS. Nº PÁGINAS: <u>2</u> ☐ LISTA DE SECUENCIAS. Nº PÁGINAS: <u> </u> ☐ SOPORTE LEGIBLE POR ORDENADOR DE LISTA DE SECUENCIAS ☐ RESUMEN ☐ FIGURA A PUBLICAR EN BOPI Nº: <u> </u> ☐ DECLARACIÓN DE RENUNCIA A SER MENCIONADO/S COMO INVENTOR/ES	☐ JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE SOLICITUD ☐ JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE IET ☐ JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE PRIORIDAD ☐ JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE EXAMEN SUSTANTIVO ☐ INFORMACIÓN COMPLEMENTARIA. Nº HOJAS: <u> </u> ☐ DOCUMENTACIÓN RELATIVA A REDUCCIÓN DE TASAS ☐ OTROS:	FIRMA DEL SOLICITANTE O REPRESENTANTE  FIRMA DEL FUNCIONARIO 
--	---	--

 MINISTERIO DE INDUSTRIA, TURISMO Y AGENCIA DIGITAL		Oficina Española de Patentes y Marcas	Ejercicio: 2018	61
Sujeto Pasivo Apellidos o Razón Social: TERESA BAZTAN VARGAS		NIF: Q2820005C		
Código de Agente o Representante: 0		Nombre de Agente:		
Modalidad: MODELO DE UTILIDAD		Nro. Expediente:		
Clave: IT01	Año: 2018	Concepto: Solicitud de invención o rehabilitación		
Unidades: 1	Importe Unitario: 100.38€	Importe Final: 100.38€		
Referencia OEPM: 61319912404  909992100200161319912404		SELLO DE LA ENTIDAD  5 JUL. 2018 Patentes - 5033 Paseo de la Castellana, 75 28046 MADRID Paseo de la Castellana, 75, 28071 Madrid		

Figura 71. Instancia de solicitud. Fuente: elaboración propia

6.3 Conclusiones

A lo largo de este capítulo se han presentado todos los documentos que demuestran la instancia de solicitud de modelo de utilidad del invento de este proyecto, cuyo número de solicitud es U201800403. Una vez se ha realizado el trámite de solicitud, el proyecto queda protegido según la Ley de Patentes y Modelos de Utilidad desde el 5 de julio de 2018 a las 13:38 horas. El modelo de utilidad será revisado por la Oficina Española de Patentes y Marcas, dándose para ello un plazo máximo de dos años. Tras la aprobación del modelo de utilidad, se puede proceder al pago de tasas como se detalló en el capítulo 2.

En el siguiente capítulo se comentarán los objetivos conseguidos con este proyecto y las futuras líneas de investigación.

Capítulo 7

Objetivos conseguidos y líneas de investigación

En el capítulo anterior se ha presentado la documentación que demuestra la instancia de solicitud de modelo de utilidad del invento que desarrolla este proyecto, cuyo número de solicitud es ES U201800403. En este capítulo se expondrán los objetivos conseguidos con el presente proyecto y las futuras líneas de investigación.

7.1 Objetivos conseguidos

Los objetivos alcanzados con este proyecto son los siguientes:

- Obtener una visión global del estado de la técnica sobre la circulación del aire por la superficie alar. Este objetivo se ha conseguido mediante el estudio de la totalidad de las patentes y solicitudes de patentes publicadas relativas al código B64C3/141 según la Clasificación Internacional a través de la base de datos proporcionada por la fuente Espacenet. Tras este estudio, se realiza un análisis general de los problemas que abordan las distintas patentes. Este proceso se encuentra detallado en el capítulo 4, *Estudio del estado de la técnica*.

- Desarrollar una mejora en uno de los modelos presentados en el estado de la técnica. Para ello, se ha escogido uno de los problemas del análisis general de los problemas abordados por las patentes realizado en el capítulo 4 y se ha hecho un estudio de las distintas maneras de solucionarlo o mejorarlo que proponen las patentes. Este nuevo análisis proporciona una idea global de cómo abordar la mejora del problema escogido y se encuentra desarrollado en el capítulo 4.

Tras elegir una forma concreta de solución de este problema específico, se procede a desarrollar la idea inventiva a través del método Triz, explicado en el capítulo 5, *Aportación personal a la técnica*. En esta etapa se analizan los efectos que las distintas características de las patentes que emplean la solución concreta para solventar el problema escogido tienen sobre parámetros como la sustentación, el peso y el coste. Además, se pueden añadir características propias que puedan suponer un salto inventivo. Este análisis permite determinar las características más convenientes para el diseño a desarrollar.

El último paso para la consecución del objetivo establecido consiste en culminar el desarrollo del invento, esto es, terminar el diseño y establecer el funcionamiento teórico, y realizar un análisis –en el caso de este proyecto, desempeñar una simulación con un programa de elementos finitos- para demostrar el correcto funcionamiento del diseño. Esta etapa se encuentra explicada en el capítulo 5.

- Conocer la Propiedad Industrial, las formas de protección de una invención y el valor de las patentes. En el capítulo 2, *Estudio de la Propiedad Industrial*, se ha revisado la Ley de Patentes y Marcas, la actuación de la Propiedad Industrial dentro de una compañía, la estructura de una patente, las distintas formas de protección de un invento y los derechos y deberes del inventor y del solicitante.
- Obtención de un modelo de utilidad del proyecto presente. Para ello ha sido necesario realizar la solicitud de modelo de utilidad del invento desarrollado en este proyecto, tarea completada con éxito el día 5 de julio de 2018 a las 13:38 horas con el número de solicitud ES U201800403 y bajo el nombre del autor de Teresa Baztán Vargas. Este proceso se ha descrito en el capítulo 6, *Instancia de solicitud de modelo de utilidad*.

7.2 Líneas de investigación

El invento de este proyecto ha sido diseñado con una ranura en la superficie superior del borde de ataque, por donde sale la corriente de aire desde el interior. Como ya se comentó en el capítulo 5, *Aportación personal a la técnica*, sería interesante incluir una capa horadada en la sección de salida del aire por la ranura, pues los factores de sustentación y *drag* (resistencia aerodinámica) se verían más favorecidos con ella. Cada chorro pequeño que sale a través de cada orificio lleva una velocidad mayor que la que llevaría el gran y único chorro que saldría por la ranura, y esto es debido al menor tamaño de la sección de salida de cada orificio de la capa horadada. Por este motivo, la velocidad del aire soplado se reduce menos a la salida de la superficie superior del perfil –con respecto a la velocidad a la que circula a través del conducto del sistema anti-hielo- con una capa horadada que con una ranura, factor positivo cara al efecto de la sustentación por la correspondiente reducción de la presión en esa zona según el teorema de Bernoulli.

Este estudio no se ha realizado por motivos de simplificación de cálculo en el modelo simulado con Ansys-Fluent. Por lo tanto, se deja abierta a estudio la incorporación de una capa horadada en la sección de salida del aire por la ranura con el objetivo de lograr que la velocidad de salida del chorro de aire disminuya lo mínimo posible con respecto a la velocidad a la que circula a través del conducto del sistema anti-hielo.

Otra posible línea de investigación sería incluir este nuevo sistema de hipersustentación en más tipos de aeronaves que cuenten con sistemas de presurización/aire acondicionado, pues este estudio se centra en la aplicación a aviones comerciales. Ejemplos de esto podrían ser la aviación ejecutiva y la aviación militar.

7. Objetivos conseguidos y líneas de investigación

Bibliografía

Actualidad TMA. (26 de diciembre de 2012). Obtenido de <http://www.tmas.es/foro/noticias-y-reportajes/206-funcionamiento-del-sistema-de-aire-acondicionado-de-un-avion.html>

Ahmed Z. Al-Garni, A. M.-Q. (2002). *Patente nº US200217977*.

Airbus. (17 de marzo de 2018). *Airbus World*. Obtenido de www.airbusworld.com

Arbej, M. (octubre de 2014). *Research Gate*. Obtenido de www.researchgate.net

Aretz, B. (julio de 2015). Proyecto de Fin de Grado (ICAI). *Development of an Innovative Hand Prothesis*. Madrid, Madrid, España.

Bazán Mejía, D. (febrero de 2013). *Scribd*. Obtenido de <https://es.scribd.com/doc/125835576/Perfiles-Aerodinamicos-Familias-y-tipos>

Espacenet. (2018). *European Patent Office*. Obtenido de <https://worldwide.espacenet.com>

Great bustard's flight. (7 de junio de 2018). Obtenido de www.greatbustardsflight.blogspot.com

Henry J. Koppelman, K. M. (2017). *Patente nº US2016159465*.

Isora, A. T. (8 de octubre de 2014). Obtenido de Squitel Blogspot: www.squitel.blogspot.com

Jaques, A. (1957). *Patente nº FR1149478*. Francia.

King, S. L. (2000). *Patente nº US6109565*. Estados Unidos de América.

Krol William P., U. J. (2011). *Patente nº US7861977*. Estados Unidos de América.

Ledwith, P. (21 de junio de 2012). *Planeo Final*. Obtenido de www.planeofinal.blogspot.com

Loftin, L. K. (1985). *Quest for Performance: The Evolution of Modern Aircraft*. NASA SP-468.

Olympus. (6 de julio de 2018). *Olympus Scientific Solutions America's Corp*. Obtenido de <https://www.olympus-ims.com/es/applications/rvi-passenger-jet-engine/>

Revista de Historia. (30 de abril de 2016). Obtenido de www.revistadehistoria.es

Riopérez, J. G. (julio de 2016). Proyecto de Fin de Grado (ICAI). *Diseño de un Clavo Intramedular*. Madrid, Madrid, España.

Rivera, N. (11 de junio de 2016). *Hipertextual*. Obtenido de www.hipertextual.com

Robert M. Williams, R. D. (1973). *Patente nº US3764092*. Estados Unidos de América.

Sebastián Franchini, Ó. L. (2008). *Introducción a la Ingeniería Aeroespacial*. Madrid, Madrid, España.

Sharpe, T. H. (1980). *Patente nº US4194707*. Estados Unidos de América.

Srinivas Institute of Technology. (2017). *Aerodynamics & Aircraft Structures*.

Surcando los Cielos. (27 de abril de 2018). Obtenido de <http://surcandoloscielos.es/blog/la-caja-negra/>

Torenbeek, E. (1976). *Synthesis of subsonic airplane design, 4th edition*. Delft: Delft University Press.

University of Illinois. (14 de mayo de 2018). Research examines wing shapes to reduce vortex and wake. *Phys.org*.

Van, L. J. (2014). *Patente nº GB2508023*. Gran Bretaña.

Viñas, J. M. (6 de julio de 2018). El englamiento. *Divulgameteo (Avión & Piloto)*.

W., G. I. (1960). *Patente nº US2927748*. Estados Unidos de América.

Wikipedia. (4 de julio de 2018). Obtenido de https://en.wikipedia.org/wiki/Circulation_control_wing

Anexo A

Tabla resumen de patentes

A continuación se presenta el resumen que muestra el estudio realizado sobre el estado de la técnica para el proyecto presente. Es una tabla que contiene el número de patente, las fechas de publicación y solicitud, los nombres y nacionalidades del inventor y del solicitante, el problema que abordan y la solución que proponen.

Nº Patente	Fecha Pub.	Inventor	Solicitante	Fecha Solic.	P.I.	P.S.	Problema	Solución
<u>FR11494</u> <u>78 (A)</u>	1957-12-26	ALLIET JACQUES	ONERA (OFF NAT AEROSPA TIALE)	1956-03-19	FR	FR	Se busca reducir los esfuerzos necesarios para lograr compensar el momento de cabeceo de la aeronave, y reducir las vibraciones que sufren los alerones; se controla la circulación del aire alrededor del alerón del ala para facilitar su giro a la hora de compensar el momento de cabeceo; no añade riesgos de vibración, de tal manera la resistencia a la fatiga se mantiene constante	Este invento trata sobre el perfeccionamiento del alerón de los aviones, esto es, los mandos de vuelo que actúan sobre el borde de salida del ala. La estructura del alerón es tal que, mediante un chorro de aire solpado a presión por su interior, llega hasta dos reservas de aire en el extremo de salida y posteriormente al exterior a través de dos orificios, por los cuales se consiguen la aceleración del fluido exterior del estrados por un efecto de succión, y la deceleración del flujo externo de aire del intrados, facilitando así el giro del alerón a la hora de compensar el momento de cabeceo
<u>US28851</u> <u>60 (A)</u>	1959-05-05	GRISWOLD II ROGER W	ELIZABET H M GRISWOLD	1954-06-01	US	US	Mayor sustentación; reducción del <i>drag</i> (resistencia de presión); aumento de la propulsión de la aeronave	Esta invención hace referencia a perfiles aerodinámicos de control de circulación, con sistemas de chorros soplados por el interior del borde de ataque del ala desde una unidad de inyectores y propulsores y sistemas de succión en el borde de salida que provocan el aumento de la presión terminal (disminución de la diferencia de presión entre ataque y salida), reduciendo el <i>drag</i> y aumentando la propulsión de la nave. La estructura tiene elementos ajustables que permiten el paso del chorro por el interior de dichos los bordes y su descarga al exterior del ala, para incorporarse a la corriente exterior, generando un efecto auto-propulsor y un mayor control de la circulación del fluido circundante exterior y, consecuentemente, también un mayor control de la capa límite
<u>US29277</u> <u>48 (A)</u>	1960-03-08	GRISWOLD II ROGER W	ELIZABET H M GRISWOLD	1954-04-30	US	US	Mayor sustentación; el mayor atributo de este invento es el control dinámico del <i>stall</i> (pérdida aerodinámica) gracias a que la sustentación negativa producida es rápidamente compensada con el chorro propulsado interiormente.	Esta invención hace referencia a perfiles aerodinámicos de control de circulación con sistemas de chorros soplados por el interior del ala desde una unidad de inyectores y propulsores, y sistemas de succión en el borde de salida. El chorro genera un efecto auto-propulsor y un mayor control de la circulación del fluido circundante exterior y, consecuentemente, también un mayor control de la capa límite; se incluye un flap en el ala para mejorar la sustentación; es válido tanto para alas fijas (aviones) como para alas rotativas (helicópteros)

<u>US30162</u> <u>13 (A)</u>	1962-01-09	GRISWOLD II ROGER W	-	1956-06-07	US	-	Mayor sustentación; menor <i>drag</i> ; mayor efecto de propulsión; control de los ángulos del <i>downwash</i>	Esta patente, referente a un perfil aerodinámico de control de circulación, presenta varios sistemas de chorro soplado desde un compresor tanto en el borde de salida como en el de entrada, que se incorpora a la corriente exterior. Se consigue un mayor control de la circulación del fluido, sin la necesidad de un flap en el sistema, lo que supone a su vez un mayor control de la capa límite; capacidad neumática de conseguir que la forma redondeada del borde de salida tenga una funcionalidad similar al ideal de borde de salida afilado, para altas velocidades; posibilidad de añadir un flap ajustable a bajas, medias y altas velocidades; válido tanto para alas fijas (aviones) como para alas rotativas (helicópteros)
<u>US31027</u> <u>04 (A)</u>	1963-09-03	GRISWOLD II ROGER W	-	1960-11-15	US	-	Reducción del <i>drag</i> ; aumento de la sustentación y propulsión; momento de cabeceo constante; eliminación de la separación sobre cualquiera de las superficies en los bordes de ataque y salida del perfil mediante el control de la capa límite; reducción de la pérdida aerodinámica y mayor control de la línea de corriente del efecto <i>downwash</i> ; capacidad de proporcionar sustentación desde un punto de estabilidad en vuelo de la aeronave	Esta invención se centra primordialmente en un sistema de chorro propulsado por un turbofan integrado en el ala, que genera un efecto directo de sustentación y propulsión independientemente del ángulo de ataque. La parte trasera del perfil tiene una sucesión de capas porosas dispuestas en forma de sándwich, a través de las cuales se encuentran dos canales internos que comunican con la corriente exterior. Tiene dos modelos, uno que succiona el aire en el borde de salida y otro que no; además del flap clásico regulable a altas y bajas velocidades, propone un fluid-flap, mediante el cual se modifica la corriente principal alrededor del perfil aerodinámico mediante corrientes de aire dirigidas -influyen el ángulo, velocidad y cantidad de fluido de las mismas- para conseguir un efecto similar a un flap tradicional sólido que modificaría el perfil del ala (esto es, los chorros soplados)
<u>US33626</u> <u>60 (A)</u>	1968-01-09	TYLER STANLEY R	STANLEY R. TYLER	1966-02-14	US	GB	Disminución de la sustentación; aumento del <i>drag</i> inducido; mayor control de los momentos de cabeceo, guiñada y balanceo	Este invento está especialmente enfocado a aviones de tipo V/STOL -Vertical/Short take-Off and Landing- pero puede ser visto también en otros tipos de aviones, así como en vehículos marinos. Se centra en la mejora del sistema de frenado con un enfoque aerodinámico: corrientes internas propulsadas mediante motores salen al exterior en direcciones opuestas al flujo exterior y generan el efecto contrario a la sustentación y <i>drag</i> inducido, logrando un efecto de retardo en la aeronave

<u>US37565</u> <u>40 (A)</u>	1973- 09-04	WILLIAMS R	US NAVY	1971- 08-06	US	US	Ala más eficiente para números de Mach a partir de 0.6, esto es: mayor efecto de sustentación, pudiendo ser próximo a cero -se modifica su magnitud con la variación de la velocidad de las corrientes de aire impulsadas-, reducción del <i>drag</i> , mejora de la distribución de presión a lo largo de la superficie alar, mayor grosor de las alas lo que permite que la aeronave navegue en condiciones donde se exija mayor rigidez	Este invento modifica la geometría del perfil aerodinámico de la siguiente manera: el estradós presenta una superficie convexa desde el borde de ataque hasta aproximadamente la mitad del perfil, a partir del cual sigue un tramo recto con pendiente negativa donde se produce un gradiente de presión negativa y el flujo pasa de laminar a turbulento, y acaba en un tramo cóncavo con fricción mínima hasta el borde de salida. En dicho borde se encuentran varios agujeros por los que salen corrientes de aire propulsadas interiormente, que sirven para prevenir la separación del flujo de la superficie. De esta manera, se acelera el fluido en la primera mitad del estradós y se decelera en la segunda mitad, logrando una mejor distribución de presiones y, consecuentemente, menor drag inducido. El intradós se converge ligeramente para reducir la velocidad del flujo, por lo que el flujo se encuentra en todo momento en estado laminar
<u>US37640</u> <u>92 (A)</u>	1973- 10-09	WILLIAMS R MURPHY R	US NAVY	1970- 12-07	US	US	Ambos cola de ala redondeada y fluid-flaps incluidos en un mismo perfil (hasta el momento se encontraban en perfiles separados); mayor sustentación	Esta patente hace referencia a un perfil aerodinámico de control de circulación capaz de adaptarse a condiciones de baja velocidad, velocidad media-alta y velocidades con un número de Mach elevado. Se incorpora un flap que tiene una posición determinada -adaptable- en función de la velocidad de vuelo, y un sistema de chorros de aire soplados para velocidades transónicas que aumentan la sustentación.
<u>US38304</u> <u>50 (A)</u>	1974- 08-20	WILLIAMS R ENGLAR R	US NAVY	1972- 12-15	US	US	Mayor sustentación; control de la circulación del fluido alrededor del perfil sin mecanismos mecánicos que modifican la geometría del mismo, suponen un peso adicional y precisan potencia externa para hacerlos funcionar	Esta invención presenta una geometría del perfil fija, sin elementos móviles, pero con un borde de salida con varios radios de curvatura que, junto con la acción de chorros propulsados por el interior del ala a velocidades concretas, consigue proporcionar un mayor control de la circulación simultáneamente para velocidades tanto altas como bajas. El borde de salida, redondeado, presenta un orificio por el que sale el chorro y a partir del cual la pendiente de la superficie del ala presenta condiciones excelentes para el vuelo a alta velocidad. Gradualmente y siguiendo la cuerda aerodinámica, la superficie pasa a tener mayor pendiente, más apropiada para condiciones de velocidades bajas (aterrizaje y despegue), hasta llegar al punto de inflexión de la curvatura del ala, es decir, el propio borde de salida
<u>US38732</u> <u>33 (A)</u>	1975- 03-25	LINCK DREW W	US NAVY	1974- 02-19	US	US	Mayor control de la circulación del fluido, por lo tanto mayor sustentación	El perfil aerodinámico de control de circulación de esta patente presenta dos o más orificios en la parte superior del borde de salida o ataque por los que salen (tangencialmente al perfil) corrientes de aire propulsadas desde el interior, logrando que el aire se adhiera a la superficie y la capa límite se desprenda más tarde. Además, resulta novedosa la estructura que sostiene la geometría del perfil: el esqueleto del perfil consiste en un elemento en forma de costilla que sirve de soporte unido a una barra cuadrada hueca principal y por el interior de la cual circula la corriente de aire propulsada posteriormente al exterior, al borde de salida o ataque y a unas paletas en forma de cuchilla. Los espacios entre dichas paletas conforman los orificios de salida de los chorros, cuyo tamaño es ajustable gracias a la presencia de tornillos dispuestos verticalmente

<u>US38911 63 (A)</u>	1975- 06-24	WILKERSON JOSEPH B LINCK DREW W	US NAVY	1974- 04-11	US	US	Minimización del momento de cabeceo; mayor control de la circulación del fluido, por lo tanto mayor sustentación; mayor rigidez de la estructura	Este invento tiene una estructura de bordes muy similar al anterior, pero con la diferencia de que las dimensiones de la barra hueca central disminuyen gradualmente (ancho, alto y grosor) entre el fuselaje y la punta del ala, dotando a la barra de una mayor resistencia a torsión. El invento minimiza el momento de cabeceo en perfiles de control de circulación colocando el centro de gravedad del perfil más cerca del punto medio de la cuerda aerodinámica, esto es, haciendo un perfil ovalado y simétrico respecto a los ejes X e Y
<u>US41370 08 (A)</u>	1979- 01-30	GRANT JAMES B MCCOUBREY GEORGE A	US NAVY	1977- 09-21	US	US	Reducción de la tensión existente en la zona de la superficie alar donde penetran los tornillos que ajustan las dimensiones de los orificios por los que salen las corrientes de aire propulsadas; mayor control de la circulación del fluido y, por lo tanto, mayor sustentación	Este invento trata de mejorar el orificio ajustable de los perfiles de ala de control de circulación de las dos patentes anteriores, y más específicamente para alas de helicópteros. Tanto la superficie exterior superior como la inferior del ala tienen un hueco esférico entre los que se encuentra un amortiguador roscado, que atraviesa el conducto de aire central (limitado por las superficies superior e inferior del ala) y se apoya en asientos ubicados en los huecos esféricos y roscados exteriormente al ala e interiormente al amortiguador; esta configuración se repite a lo largo del ala. De esta manera el amortiguador sirve de ajustador del tamaño del orificio (formado por el hueco existente en el borde de salida entre las superficies superior e inferior del perfil) y a su vez reduce la tensión presente en las zonas roscadas distribuyendo las cargas externas gracias a su propiedad amortiguadora
<u>US41947 07 (A)</u>	1980- 03-25	SHARPE THOMAS H [US]	SHARPE THOMAS H	1977- 12-16	US	US	Aumento de la sustentación en aeronaves de tipo V/STOL en operaciones de despegue y aterrizaje vertical	Esta patente propone la presencia de un motor en cada ala que bombea aire y genera sustentación. Cada álabe del rotor pivota independientemente del resto de álabes sobre el centro del mismo de manera que la posición de cada álabe es diferente y óptima para la circulación del fluido en ese punto. Los álabes que absorben la corriente de aire tienden hacia una orientación determinada, mientras que los álabes que expulsan la corriente fuera del rotor tienden hacia la orientación opuesta. De esta manera, se varía el flujo del aire a través del rotor mediante la orientación personalizada de los álabes
<u>US43878 69 (A)</u>	1983- 06-14	ENGLAR ROBERT J HUSON GREGORY G	US NAVY	1981- 02-25	US	US	Mayor sustentación; mayor empuje a velocidades transónicas y supersónicas sin ningún cambio físico o mecánico en la geometría del perfil; reducción del <i>drag</i>	Este invento hace referencia a los perfiles de tipo CCW y supercríticos (convencionales) combinados, esto es, un perfil con el borde de salida afilado y con un sistema interno de chorros sopladados (cavidad interior con gas a presión, el cual sale al exterior tangencialmente a la superficie a través de un orificio en el borde de salida y provoca que el fluido exterior se adhiera a la superficie y se desprenda más tarde). Además, se trata de un perfil mono-elemento, es decir, que no contiene partes móviles: su función de aporte de sustentación y propulsión es realizada por la velocidad de los chorros. Puede aplicarse tanto a vehículos aerodinámicos como hidrodinámicos

<u>US51957 02 (A)</u>	1993- 03-23	MALVESTU TO JR FRANK S [US]	MALVEST UTO JR FRANK S [US]	1991- 04-09	US	US	Mejora de la sustentación; reducción del <i>drag</i> ; aumento de la propulsión a altas velocidades; mayor resistencia contra el <i>stall</i> y generación de empuje hacia atrás para reducir la velocidad en operaciones de despegue y aterrizaje	Se añade un aparato al borde de salida del ala que contiene un rotor de hélices montado en un brazo con orientación ajustable (entre 0° y 180°), y éste a su vez adherido al borde de salida. Al mover el brazo para cambiar la orientación del plano de giro de las aspas del rotor, se modifica la magnitud de la sustentación y empuje, se minimiza la pérdida aerodinámica y se permite reducir mucho la velocidad para las operaciones de despegue y aterrizaje. Los propulsores se encuentran en el borde de ataque del ala. Esta configuración permite el despegue y aterrizaje vertical, así como la mejor circulación sobre tierra y bajo agua gracias a los efectos generados mencionados
<u>US52361 49 (A)</u>	1993- 08-17	MACKAY JAMES K L [US]	ROCKWEL L INTERNAT IONAL CORP [US]	1992- 10-05	US	US	Mayor control de la capa límite (posponer su desprendimiento); minimización del efecto <i>downwash</i> del ala; maximización de la sustentación; reducción del <i>drag</i>	La patente está relacionada con dispositivos de control de la capa límite montados en las alas de aviones de tipo V/STOL que minimizan la separación del aire que fluye por la superficie del perfil del ala. El mecanismo consiste en un cilindro rotativo unido a un eje dispuesto a lo largo del borde de ataque o de salida, y un <i>flap</i> también unido al eje. Se presentan numerosas variedades de <i>flaps</i> y de mecanismos de unión, pero todas funcionan de manera similar: a través de soportes, un elemento pivota sobre el eje entre dos posiciones: <i>flap</i> extendido - aerodinámicamente visible- para vuelo a velocidad de crucero, y <i>flap</i> recogido - aerodinámicamente escondido- para operaciones de aterrizaje y despegue vertical
<u>US55294 58 (A)</u>	1996- 06-25	HUMPHERS ON DAVID V [GB]	WESTLAN D HELICOPT ERS [GB]	1994- 08-18	GB	GB	Mayor control de la capa límite gracias a un CCW más sencillo y mejor adaptado para uso en hélices del rotor de helicópteros; capacidad de variar el coeficiente de sustentación local a lo largo del perfil	Se busca simplificar la regulación del tamaño del orificio de salida de las corrientes de aire presurizadas, provenientes de una cavidad interior, en las hélices del rotor de los helicópteros. En vez de ajustar mecánicamente dicha dimensión (a través de un tornillo o amortiguador roscado), se fabrica el borde de salida del ala con un material que se curva al expandirse cuando reacciona con la electricidad gracias a una serie de actuadores piezoeléctricos dispuestos -pegados unos a otros y conectados eléctricamente con un circuito de control operado por un ordenador central ubicado en el fuselaje- a lo largo de la superficie superior del borde del ala. Al curvarse dicha superficie, se amplía el hueco existente entre superficies inferior y superior y, a su vez, el orificio de salida. Dicha ampliación supone una variación en las condiciones del fluido que circula externamente al ala, tanto en presión como en velocidad y estabilidad, y proporciona un mejor control de la capa límite
<u>WO9633 896 (A1)</u>	1997- 03-10	PANKRATO V A N	PANKRAT OV A N	1995- 04-26	RU	RU	Mayor eficiencia en vuelo: mayor sustentación, menor <i>drag</i>	El sistema consiste en aumentar la presión en la zona situada debajo de la superficie inferior del ala cuando la aeronave ya se ha separado del suelo, mediante la succión del aire circundante en esa zona. Mediante unos conductos ubicados en el interior del perfil y con elementos de refuerzo -tanto longitudinales como transversales- entre ellos, el aire entra desde la superficie inferior del ala a través de un orificio, se acelera, y sale al exterior por la superficie superior a través de otro

<u>US61095</u> <u>65 (A)</u>	2000- 08-29	KING SR LLOYD HERBERT [US]	KING, SR., LLOYD HERBERT	1998- 07-20	US	US	Aumento de la sustentación en vuelo; capacidad de disminución de la velocidad en operaciones de despegue y aterrizaje; sencillez en la estructura
---	----------------	----------------------------------	--------------------------------	----------------	----	----	---

El perfil alar de este invento se caracteriza por tener una serie de orificios ajustables en la primera mitad del perfil por los que salen chorros de aire propulsados desde el interior. Los orificios en la superficie superior van dirigidos hacia el borde de salida y los orificios en la superficie inferior están orientados para dirigir los chorros hacia el borde de ataque, saliendo el aire en ambos casos tangencialmente a las respectivas superficies. Los orificios son como solapas que pueden ser cerradas si se desea detener este sistema, con lo que la geometría del perfil no se vería modificada. Las corrientes de aire son presurizadas y propulsadas por un compresor instalado en el interior del ala, que toma a su vez aire del exterior. De esta manera, se disminuye la presión en la zona superior del ala y se aumenta en la zona inferior, generando un efecto de sustentación adicional

<u>US61618</u> <u>02 (A)</u>	2000- 12-19	CUNNINGH AM JR ATLEE MARION [US]	LOCKHEE D CORP [US]	1999- 02-09	US	US	Control selectivo de la sustentación, tanto para aumentarla como para disminuirla
---	----------------	---	---------------------------	----------------	----	----	---

Tanto el borde de ataque como el borde de salida presentan dos cavidades interiores -una superior y una inferior- separadas por una partición horizontal con un pequeño agujero que se puede abrir y cerrar, de forma que dichas cavidades quedan limitadas por una capa convexa interior con la forma del borde, la partición y el material de la parte rígida del perfil. De esta manera, cuando la corriente pasa desde la cavidad inferior del borde de ataque hasta la superior, se genera un vórtice en esta cavidad y el fluido sale a la superficie superior exterior, provocando que se adhiera más y retrase el desprendimiento de la capa límite. En cuanto al borde de salida, esta corriente interior de aire disminuye el vórtice creado y genera una corriente caótica y separada de la superficie que reduce la sustentación debido a la pérdida aerodinámica, lo cual puede contribuir al momento de balanceo de la aeronave. A velocidades supersónicas, la capa del borde de ataque se comprime y la zona de compresión generada en las proximidades exteriores del borde debido a las ondas de choque se convierte en la parte óptima del borde de ataque. A velocidades subsónicas, la capa del borde de ataque se expande para lograr condiciones óptimas

**US62023
04 (B1)** 2001-03-20 SHATZ SOLOMON [US] SHATZ SOLOMON 1997-01-07 US US Mayor control de la capa límite; protección del ala ante contaminantes externos; dispositivo que derrite el hielo acumulado en la superficie

El invento consiste en una sábana móvil que rodea el borde de ataque y la superficie superior hasta aproximadamente la mitad del perfil de flujo laminar. Está instalada entre dos motores y enrollada alrededor de ellos, y posicionada sobre una zona de succión en la superficie alar. La sábana tiene parte porosa y parte integral; la zona de succión puede ser cubierta por la parte porosa para permitir la succión de la capa límite a través de los poros, y por la parte integral para protegerla ante agentes externos contaminantes como hojas, arena, polvo, insectos, hielo, etc. La zona de succión consiste en agujeros con el mismo tamaño que los poros de la sábana, y canales que conducen al interior del perfil. El material de la sábana puede ser sólido y con poros mecanizados en él, o bien con unas propiedades que le aporten una porosidad inherente. Otra característica de este elemento es la conductividad eléctrica: los bordes donde se enrolla la sábana están fabricados de un metal conductor (oro, cobre) en contacto con los motores eléctricos, y la electricidad se transmite a la sábana, calentándola. De esta manera, se derrite el posible hielo formado en la superficie. Además, el movimiento de la propia sábana a través del giro de los motores retira el hielo acumulado. Una alternativa a esto último es el soplado de gases calientes a través de los poros desde el interior del perfil, consiguiendo derretir el hielo presente.

**US20021
79777
(A1);
**US66229
73 (B2)** 2002-12-05 AL-GARNI AHMED Z [SA] AL-GARNI AHMED Z, AL-QUTUB AMRO M, KING FAHD UNIVERSITY OF PETROLEUM AND MINERALS 2002-07-03 SA SA Mayor control de la circulación; mayor sustentación**

Las alas y alerones de este invento -tanto para alas rotativas como para alas fijas- presentan dos superficies móviles opuestas e independientes: una en la superficie superior del ala y la otra en la inferior, y cada una moviéndose en direcciones y a velocidades iguales o diferentes. Al menos una de las superficies es de material poroso, de manera que permite el paso de corrientes de aire en ambas direcciones a través de conductos internos, esto es, aire soplado interiormente o aire succionado desde el exterior; se escogerá el sentido deseado. La superficie móvil superior se moverá en el sentido del flujo, acelerando el fluido y por lo tanto disminuyendo la presión, mientras que la superficie móvil inferior se moverá en sentido contrario al flujo, decelerando el fluido y por lo tanto aumentando la presión; de esta manera se consigue un efecto de sustentación. El movimiento de las superficies se lleva a cabo gracias a motores que rotan y alrededor de los cuales están enrolladas las superficies. Este invento se aplica tanto a aeronaves como a naves marinas, y cualquier aparato que funcione por aerodinámica

**US65272
29 (B1)** 2003-03-04 PEEBLES PATRICK [I] FANWING LTD [US] 2000-02-04 IT US Mayor control de la sustentación y del empuje

El perfil de este invento tiene la peculiaridad de un rotor ubicado adyacentemente al borde de ataque que impulsa el fluido entrante tangencialmente a la superficie alar. La parte inferior del caparazón del ala termina en el borde de ataque en un flap que genera un vórtice y orienta la dirección del flujo de dos maneras: desviándolo por la parte inferior del ala, y dirigiéndolo al interior del ala, entre los álabes del rotor. La orientación de este *flap* determina la magnitud de la sustentación aportada

<u>US2005029396</u> (A1); <u>US7104498</u> (B2)	2005-02-10	ENGLAR ROBERT J [US] BUSHNELL DENNIS M [US]	ENGLAR ROBERT J, BUSHNELL DENNIS M, GEORGIA TECH RESEARCH CORP	2004-06-14	US	US	Aumento de la sustentación gracias a la deflexión del empuje y el aumento de la circulación, resolviendo los problemas de asimetría, separación del flujo y pérdida aerodinámica; mayor eficiencia, es decir, mejora de la relación sustentación- <i>drag</i> ; mayor control de los momentos de guiñada y de balanceo	Esta patente trata de mejorar el ya existente modelo de perfil de control de circulación y <i>Channel Wing</i> (CCW + ChW), el cual presentaba deficiencias en la asimetría, control aerodinámico, eficiencia (relación sustentación- <i>drag</i>), y separación del flujo en el punto de desprendimiento de la capa límite. Otro de los objetivos es conseguir un mayor control de los momentos aerodinámicos de la aeronave a baja velocidad. El perfil presenta el sistema de chorros soplados que proporciona un aumento de la sustentación y mayor propulsión en despegue y aterrizaje al variar la presión y dirección de los chorros. Además, la ubicación del propulsor (el rotor) en este tipo de aeronaves, entre los bordes de ataque y salida, elimina la percepción del ruido de propulsión en la tierra y protege a las personas en el suelo del contacto de propulsión
<u>WO2005067413</u> (A2); <u>WO2005067413</u> (A3)	2005-07-28	MALVESTUTO FRANK S JR [US]	MALVESTUTO FRANK S JR [US]	2003-12-29	US	US	Elevada sustentación; bajo <i>drag</i> ; alto empuje; alta resistencia al <i>stall</i>	Se instala un par de rotores en el borde de salida del ala que, conjuntamente con el sistema de chorros presurizados soplados desde el borde de ataque, facilita el despegue y aterrizaje vertical (V/STOL) gracias a la propulsión y la sustentación que generan, y a la reducción del <i>drag</i> . La parte del borde de salida está recortada con dos formas semicirculares para que los rotores puedan operar libremente, girando hacia arriba o hacia abajo. Interesa que la distancia entre en borde de ataque y los rotores sea lo mayor posible para que el aire succionado de la superficie superior sea lo mayor posible (al succionar el aire, lo acelera en esa dirección, disminuyendo la presión y logrando el efecto de sustentación deseado, así como el de propulsión): ello se conseguirá o bien maximizando la superficie del ala frente a los propulsores, o bien alejando lo máximo posible el eje de rotación de los propulsores del borde de salida
<u>US2006060723</u> (A1); <u>US7537182</u> (B2)	2006-03-23	GREENBLATT DAVID [US]	NASA [US]	2005-09-22	US	US	Mayor control del desprendimiento de la capa límite, lo que supone mayor sustentación y menor <i>drag</i>	Este invento desarrolla un método para controlar la separación de la capa límite, consistente en la incorporación de dos zonas de perturbaciones periódicas, pulsantes (ondas) en la superficie superior del ala, donde hay más tendencia al desprendimiento: una cercana al borde de ataque a una cierta frecuencia y otra al borde de salida a una frecuencia distinta. Dichas ondas se generan desde un dispositivo SCD (<i>separation control device</i>), y pueden ser sistemas de soplado/succionado, sistemas de <i>flaps</i> , o la combinación de ambos. A la salida de cada perturbación, se genera un pequeño vórtice en la superficie que posteriormente, por la depresión, causa la adherencia del flujo a la superficie en condición laminar. La diferencia de fase entre ambos puntos se ajusta para el control de la capa límite. Ello conlleva la mejora de las funciones aerodinámicas del perfil. Además, el ala incluye un <i>flap</i>

<u>WO2006</u> <u>116072</u> <u>(A1)</u>	2006-11-02	KUMMER JOSEPH [U S] DANG THONG [U S]	UNIV SYRACUS E KUMMER JOSEPH [U S] DANG THONG [U S]	2006-04-21	US	US	Gran capacidad de propulsión; elevada reducción del <i>drag</i> para cualquier ángulo de ataque al reducir en gran medida la separación de la capa límite	Se presenta un mecanismo de propulsión basado en la incorporación de un ventilador transversal (<i>cross-flow fan</i>) en cada ala. El ventilador recibe el flujo de aire procedente desde el borde de ataque, y lo expulsa más adherido a la superficie hacia el borde de salida que si el ventilador estuviera apagado. De esta manera se reduce enormemente el <i>drag</i> , siendo la navegación efectiva aún con ángulos de ataque elevados. Este mecanismo de propulsión puede ser aplicado a aeronaves personales, aviones de tipo STOL, y a aeronaves y coches híbridos
<u>US20071</u> <u>58503</u> <u>(A1)</u>	2007-07-12	BURG DONALD E [US]	-	2006-01-12	US	-	Aumento de la sustentación; disminución del <i>drag</i> gracias a un desprendimiento más tardío de la capa límite	El principal objetivo del invento es proporcionar un perfil aerodinámico mejorado que ofrece mayor eficiencia gracias a un elemento rotativo que acelera el fluido que circula por la superficie superior del ala, disminuyendo de esta manera la presión estática. Al permanecer la presión estática en la superficie inferior constante, aumenta notablemente el coeficiente de sustentación. Dicho elemento rotativo es circular y forma parte del borde del perfil, concretamente conforma el borde de ataque. Se hace que gire parcial o totalmente a través de la energía procedente de una turbina, la cual a su vez toma la energía del flujo de aire externo. El aire que entra por el elemento rotativo es conducido a una serie de conductos internos que aceleran el fluido, y desembocan en un orificio que da al exterior de la superficie superior, en un punto entre la mitad del perfil y el borde de salida. En la patente se presentan numerosas variantes de perfiles, todas con la misma finalidad. El concepto es aplicable a alas fijas, alas rotativas, hidroperfiles, paletas de viento y agua, y similares
<u>US20072</u> <u>28222</u> <u>(A1)</u>	2007-10-04	DAVIS MARK WILLIAM [C A]	-	2006-10-10	CA	-	Aumento de la sustentación	Este sencillo invento propone la presencia de una turbina (también es posible un rodete en su lugar) en el exterior de la superficie superior del perfil, ubicada en las proximidades del borde de ataque. Al atravesar la turbina, el aire se acelera y, por la ley de Bernoulli, disminuye la presión estática, lo que supone el aumento de la sustentación buscado

GB2468
978 (A);
GB2468
978 (B)

2010-09-29

SMITH JOHN JAYCOTT [GB]

AERODYNAMIC RES INNOVATION HOL [GB]

2010-04-27

GB GB

Menor *drag* al reducir el vórtice en la punta del ala

El invento trata de un dispositivo de control del flujo en los perfiles aerodinámicos. Consta de una punta alar de tipo *winglet* con forma de perfil aerodinámico, con un lado de alta presión y otro de baja; un sistema de unión que permite ensamblar el comienzo de la punta alar con el final del perfil alar; un sistema de chorros soplados en la punta alar consistente en una región hueca con un álabe en el interior dispuesto a lo largo de la cuerda aerodinámica del *winglet* y cuyos bordes de ataque y salida se encuentran a la altura de los orificios de entrada y salida del aire, respectivamente, circulando así el aire desde la parte de alta presión hasta la parte de baja, hacia arriba, fuera y atrás respecto del cuerpo de la punta alar. Esto último provoca un chorro de aire que se opone a la dirección del aire en los vórtices (generados en el extremo de las puntas alares), reduciendo dicho vórtice, lo que se traduce en una reducción del *drag*.

US20103
10357
(A1)

2010-12-09

PAPAGEORGIOU NIKOLAOS [GR]

PAPAGEORGIOU NIKOLAOS [GR]

2008-12-02

GR GR

Reducción del *drag*; mayor propulsión

Esta patente hace referencia a los aviones de tipo ala anular, *ring wing*. El objeto de este invento es crear un flujo acnítico (flujo que sale radialmente en todas las direcciones) que se acelera cuando atraviesa un propulsor ubicado en el centro del anillo. Es reconducido al propulsor rodeando el anillo gracias a una superficie que rodea la parte interior del anillo y facilita la conducción del flujo. Dicha superficie conductora está dotada de unas paletas rotativas que compensan el momento de giro desuniformizado por la corriente entrante. El objetivo de este sistema es proporcionar un mayor empuje de la aeronave y reducir el *drag*

US78619
77 (B1)

2011-01-04

KROL WILLIAM P [US]
UHLMAN JAMES S [US]

US NAVY [US]

2006-03-13

US US

Reducción del peso y volumen del ala por el mecanismo de modificación de tamaño de orificio; mayor rapidez de respuesta que con mecanismos de aperturas de orificios convencionales (válvulas, etc.); mayor control de la circulación, lo que conlleva menor *drag* y mayor sustentación

Se trata de un perfil CCW (*Circulation Control Wing*). En el borde de salida existe una cavidad/canal que contiene aire presurizado proveniente de un compresor. Dicho aire sale posteriormente al exterior a través de dos orificios ubicados en las proximidades del borde de salida, uno en la superficie superior y otro en la inferior, modificando las características del fluido exterior circundante y permitiendo un mayor control de la capa límite. Para este control de la capa límite es preciso poder modificar la dimensión de los orificios de salida para ajustar las características del fluido, esto es, velocidad, dirección y cantidad de flujo. Los agujeros están formados por la parte esférica central del borde de salida, la cual es móvil, y el final de la superficie superior/inferior. Mediante unos actuadores, la parte móvil sale, entra, sube o baja con respecto al ala, modificando de esta manera el tamaño de los agujeros. Los actuadores son actuadores piezoeléctricos o bien aleaciones con memoria de forma. Los primeros cambian su tamaño al ser atravesados por una corriente eléctrica mientras que los segundos modifican sus dimensiones con el cambio de temperatura, pero con el calor vuelven a su forma original; con cualquiera de los dos mecanismos, al estar en contacto con la parte móvil, la mueven en cualquiera de las direcciones deseadas comentadas anteriormente

US20121
56038
(A1);
US90336
65 (B2)

2012-06-21	KIM NAK HWE [KR]	KIM NAK HWE [KR]	2010-09-07	KR	KR	Mejora de la propulsión de la aeronave; mayor sustentación
------------	---------------------	---------------------	------------	----	----	--

El invento está relacionado con dispositivos de propulsión usando la circulación de fluido, concretamente dirigiendo hacia fuera el flujo de vórtice generado inminentemente en la superficie superior del ala. El ala no tiene la forma convencional plana sino que tiene una forma convergente, como si se tratara de un cuenco con con la forma de la vista planar del ala, haciendo la función de depósito de aire; la forma del ala se va aplanando según se aproxima a la punta del ala. Parte del aire del exterior entra por una línea de entrada en la parte frontal del ala y sale por una línea de salida en la parte exterior trasera; esta forma del ala acelera el aire circundante por la cara superior, disminuyendo la presión estática y provocando un aumento de la sustentación. Existe también otro par de líneas (una de entrada y otra de salida), de diferente tamaño, los cuales son atravesados por una corriente de aire en forma de espiral -dentro del depósito- que sale por la punta alar; este último comportamiento del aire, en vórtice y desordenado, genera un aumento de la propulsión de la aeronave cuando es expulsado. Cabe destacar que la forma de este último par de líneas se aplanan gradualmente según se aproximan a la punta del ala

DE20201
2005031
(U1)

2012-07-06	-	RICHTER WOLFGANG [DE]	2012-05-19	-	DE	Mayor sustentación
------------	---	--------------------------	------------	---	----	--------------------

Para aumentar la sustentación se incorpora un cilindro rotativo a lo largo del ala, esto es, con la sección circular vista desde el perfil aerodinámico, que sobresale por encima y por debajo de las superficies superior e inferior y que se encuentra colocado en la parte central del perfil. Rota en sentido horario, de manera que acelera el aire proveniente del borde de ataque en la superficie superior y decelera el que avanza por la superficie inferior. Esto supone un aumento de la presión estática en la zona inferior y una disminución de la misma en la zona superior, lo que implica directamente un efecto de sustentación

US82922
20 (B1)

2012-10-23	WESTRA BRYAN WAYNE [US] SATO ROXANNE MARIE [US] SHULTZ DOUGLAS ELLWOOD [US] KERSWELL JAMES FRANKLIN [US] PETERSEN	WESTRA BRYAN WAYNE [US] SATO ROXANNE MARIE [US] SHULTZ DOUGLAS ELLWOOD [US] KERSWELL JAMES FRANKLIN [US] PETERSEN	2009-03-19	US	US	Facilidad en la cadena de montaje y fabricación de aviones de todo tipo, con cambios estructurales mínimos
------------	---	---	------------	----	----	--

La idea de esta patente es crear una estructura del avión básica con elementos modulares que se añaden en la fabricación de la aeronave, para minimizar los cambios estructurales en la fabricación de los componentes principales. Está pensado para para aviones de tipo Canard, es decir, aquellos aviones que tienen el estabilizador horizontal en una posición adelantada frente a las alas, en contraposición a un avión convencional donde está detrás de éstas; dichos canards son retractables. El concepto es un ala voladora con fuselaje delantero, fuselaje trasero, nariz, segmentos de propulsión adaptados al fuselaje y un par de segmentos de ala adaptados a los segmentos de propulsión. Dispone de canards, así como elementos auxiliares como numerosos flaps extendibles en el borde de salida del ala. El diseño completo del ala voladora permite la construcción modular de todos sus elementos. Cada elemento que se añade modularmente es específico de cada tipo de avión, con las funciones concretas para su fin

<u>EP25729</u> <u>82 (A1);</u> <u>EP25729</u> <u>82 (B1)</u>	2013-03-27	LEES THILO [DE] VOGEL DOMINIK [DE] REGENFELDER FLORIAN [DE] SCHIDA SILVIO [DE]	EUROCOP TER DEUTSCH LAND [DE]	2011-09-20	DE	DE	Mayor control de la circulación (mayor sustentación, menor <i>drag</i>); seguimiento actualizado del estado físico de las alas -rotativas de helicópteros-	Uno de los objetivos de este invento es proporcionar un perfil alar de hélice de helicóptero con un sistema de control de la circulación que permita detectar cualquier daño -fractura- causado en dichas hélices. El perfil tiene al menos un orificio de entrada (que mejora los parámetros de sustentación y <i>drag</i> de la misma manera que en patentes anteriores), un almacén de aire en su interior y un dispositivo medidor de la presión a la entrada del orificio; el dispositivo suele ser un sensor eléctrico como, por ejemplo, un debímetro. Dicho sensor permite medir la presión en el interior del perfil y determinar, mediante comparación con los datos de presión en situación estable, si el ala está expuesta a condiciones adversas que pongan en peligro su estructura
<u>WO2013</u> <u>076712</u> <u>(A2);</u> <u>WO2013</u> <u>076712</u> <u>(A3)</u>	2013-05-30	ALSHDAIFA T WASFI [AE] ALMUHAIR BI EIDA [AE] KASSAB FARAH AFIF [AE]	ALSHDAIF AT WASFI [A E] ALMUHAI RBI EIDA [AE]	2013-03-19	AE	AE	Reducción del trabajo humano en la limpieza de las fachadas de los edificios altos y de sus ventanas	El invento consiste en aviones de pequeño tamaño controlados de forma remota para limpiar fachadas de edificios elevados (con formas tanto verticales, como curvas, como con protusiones) y la superficie exterior de sus ventanas sin la necesidad de trabajadores. Los aviones están conectados a un camión a través de mangueras dirigidas por motores con poleas y que llevan el producto de limpieza. El camión contiene un tanque con el fluido de limpieza, una bomba para impulsar el fluido, baterías recargables, y un panel de control para dirigir los movimientos de los aviones y el proceso de limpieza. Los aviones están a su vez conectados a una toma de agua situada en el suelo, una toma de red eléctrica, y cables de seguridad dirigidos por motores con poleas. Cada avión consta de un cepillo de limpieza con cámaras, sensores de distancia, medidor de parámetros del viento y altura, brújula digital, sensores de velocidad y unidad de control electrónico. En cuanto al vuelo del avión, éste se lleva a cabo a través de chorros de aire comprimido sopladados desde el interior del ala (ala única fija encima del fuselaje), que salen por varios orificios en la superficie superior del perfil y mejoran la circulación al disminuir la presión y provocar de esta manera la sustentación. La circulación del aire se lleva a cabo desde un compresor ubicado en el camión, lejos de las superficies a limpiar (así no genera molestias acústicas a los residentes del edificio)
<u>US20133</u> <u>06803</u> <u>(A1);</u> <u>US89109</u> <u>03 (B2)</u>	2013-11-21	ZHU XIAOYI [CN]	ZHU XIAOYI [C N]	2013-04-17	CN	CN	Mayor sustentación; gran reducción del <i>drag</i> ; aumento eficiente de la velocidad; mayor eficiencia en la potencia; reducción significativa del consumo de energía; simplificación de la estructura	La sustentación se genera en el fuselaje: se genera una fuerte succión del aire en la parte superior exterior del fuselaje gracias a la actuación de un motor en el interior del avión. Estas corrientes de aire se succionan a través de orificios y son dirigidas muy rápidamente -debido a la fuerza de la succión- por canales largos y anchos hasta el motor, lo que genera de forma natural un área de depresión. De esta manera, la diferencia de presión entre las superficies superior e inferior del fuselaje provoca una enorme sustentación de la aeronave. Además, al encontrarse conectados por un canal los puertos de entrada de la parte frontal y periférica del fuselaje con los puertos de salida en la parte tarsera, se logra la reducción del <i>drag</i> y una mayor resistencia al <i>stall</i> al cambiar la distribución del fluido en esa zona trasera

<u>GB2508 023 (A)</u>	2014- 05-21	LEEUEW JON OTEGUI VAN [GB]	LEEUEW JON OTEGUI VAN [GB]	2012- 11-14	GB	GB	Control completo de altitud (sustentación) y posición simultáneamente e independientemente de su velocidad y sin la necesidad de maquinaria adicional, minimizando de esta manera el peso y el coste del sistema; aumento de la estabilidad gracias a los canards; disminución del <i>drag</i>	El sistema de funcionamiento consiste en un fluido bombeado por un conducto dentro del perfil (que también tiene la función de descongelante) y desde un motor, hasta el borde de ataque del perfil aero/hidrodinámico. El fluido sale por una cavidad en forma de compuerta dispuesta a lo largo del borde de ataque y se dirige hacia el borde de salida por encima de la superficie superior; allí, es deflectado hacia atrás por una compuerta igual que la delantera. De esta manera, se acelera el aire en la superficie y consecuentemente se reduce la presión, generándose así una sustentación totalmente independiente de la velocidad de la aeronave. Las alas de este invento tienen partes rotativas (en todas las direcciones) así como alerones estabilizadores (canards) también rotativos en la parte delantera, lo que permite generar momentos de cabeceo, balanceo y guiñada incluso cuando el avión está parado; en otras palabras, las aeronaves con este tipo de tecnología podrían sustituir a los helicópteros. El fluido puede ser compresible o incompresible
<u>US20151 95947 (A1); US97251 53 (B2)</u>	2015- 07-09	DATLISS ANDREW JOHN [US] BROWN STEPHEN T [US] REA PERRY NICHOLAS	THE BOEING COMPANY [US]	2015- 03-18	US	US	Mayor manejabilidad de los bloques de control eléctrico y electrónico del avión	Los bloques/cajas que contienen los componentes eléctricos y electrónicos que controlan el avión se disponen en estanterías con raíles por los que deslizan dichos bloques, independientemente unos de los otros, pudiendo acceder al menos a una porción de ellos simultáneamente. El objetivo es mejorar la accesibilidad y el manejo de todos estos componentes dentro de la bodega del avión
<u>CN2046 06198 (U)</u>	2015- 09-02	WANG ZHICHENG	SHENFEN G AVIAT SCIENCE & TECHNOL OGY CO LTD	2015- 05-08	CN	CN	Mayor sustentación en menor distancia	Alas con turbinas de viento (rotor con palas rotativas) en el borde de ataque que aceleran la corriente pasante de aire hacia la superficie alar superior, disminuyendo la presión y logrando un buen efecto de sustentación en distancias cortas, mejorando las operaciones de despegue y aterrizaje. La aeronave incluye maquinaria de propulsión, flaps y más características comunes de las aeronaves hasta el momento
<u>US20160 09364 (A1)</u>	2016- 01-14	GOEL HARSHIL [US]	VIRE AERONAU TICS INC [US]	2014- 02-22	US	US	Mayor control de la capa límite, lo que supone: aumento de la sustentación, reducción del <i>drag</i> , retardo del desprendimiento de la capa límite, y retraso en el tiempo de los ángulos del stall	Esta patente presenta un perfil de ala con estructuras móviles para obtener un mayor control de la circulación del fluido a través del efecto Magnus. La estructura móvil consiste en un panel rotativo dispuesto alrededor de la superficie alar, acoplado en su parte inferior a una serie de rodamientos y cuerdas dispuestas transversalmente al perfil, movidas por un motor. El panel avanza a favor del viento en la superficie superior del ala y en contra en la superficie inferior, disminuyendo la velocidad (aumentando la presión) en ésta y aumentándola (disminuyéndola) en aquélla. Con esto se logra el efecto de sustentación buscado, así como la reducción del <i>drag</i> y el retardo del desprendimiento de la capa límite. El área de aplicación de este invento es muy amplio, pudiendo aplicarse tanto a alas como a alerones, flaps, cambios de sección del ala y puertas, y para perfiles tanto aerodinámicos como hidrodinámicos.

<u>DE20201</u> <u>6001030</u> <u>(U1)</u>	2016- 03-04	-	MALECHA ALFONS [DE]	2016- 02-17	-	DE	Aumento de la sustentación; mayor eficiencia en los perfiles aero/hidrodinámicos (turbinas de viento, aeronaves, plantas de hidropotencia, etc.)	Este invento propone un perfil de avión y otro de aspa para rotores en turbinas de viento, con aspas propulsoras en el borde de ataque que giran con la corriente de fluido entrante. Con el giro de este mecanismo, se acelera la corriente que circula por la superficie superior del ala y se reduce la velocidad en la superficie inferior (efecto Magnus), logrando un efecto de sustentación al crearse una diferencia de presión entre ambas superficies
<u>DE10201</u> <u>5012945</u> <u>(A1)</u>	2017- 04-27	WEH HERBERT [DE] LANGER SEBASTIAN [DE]	WEH HERBERT [DE]	2015- 10-07	DE	DE	Mayor sustentación y propulsión; se busca mayor independencia de la sustentación con la velocidad de despegue para poder acortar las pistas de despegue y aterrizaje y disminuir el tamaño de las alas, reduciendo así los gastos en aeropuertos y aviones	El perfil tiene un cilindro rotativo cuya superficie móvil está en contacto con la corriente de aire pasante por la superficie superior. El giro del cilindro acelera el fluido, disminuyendo la presión y provocando de esta manera la depresión que permite el efecto de la sustentación (efecto Magnus). Además, se añade un conducto que comunica la parte superior del perfil con la inferior y conduce parte del aire superior en esta dirección, decelerando el fluido en la superficie inferior (al ser el conducto de salida de sección divergente y normal a la corriente exterior) y contribuyendo así al efecto de sustentación
<u>US20172</u> <u>74979</u> <u>(A1)</u>	2017- 09-28	BECKMAN BRIAN C [US] BRODIE JOHN RAYMOND [US] CORALIC VEDRAN [US]	AMAZON TECH INC [US]	2016- 06-27	US	US	Controlar, reducir o alterar el sonido proveniente de los propulsores rotativos de aeronaves en vuelo; aumentar la sustentación	Se modifican la forma, tamaño, pendiente, longitud de cuerda aerodinámica y/o grosor de las alas de las hélices, así como su posición, todo ello sin cambiar las revoluciones del motor. Lo que se consigue es la alteración de la sustentación y del ruido proveniente de las vibraciones de las ondas que provocan las hélices al girar
<u>US20161</u> <u>59465</u> <u>(A1);</u> <u>JP20171</u> <u>97165</u> <u>(A)</u>	2017- 11-02	HENRY J KOPPELMA N [US] KLEIN MICHAEL K [US]	THE BOEING COMPANY [US]	2017- 01-11	US	US	Promover el flujo laminar en la superficie del ala, consiguiendo así mayor control de la circulación y consecuentemente menor <i>drag</i> ; aumento de la rigidez de la estructura del ala sin comprometer su peso específico	La estructura del ala se compone de una capa exterior perforada, una capa intermedia formada por una estructura de espuma metálica ultraligera (microretícula metálica o microlattice), y una capa interior también perforada que conecta con una cavidad. El aire que incide en el perfil es succionado desde la capa exterior a través de los poros, y es conducido a través de la estructura de <i>microlattice</i> hasta una cavidad interior. La capa de espuma metálica le aporta rigidez a la estructura del ala sin aumentar su peso específico, y se extiende en el sentido de la cuerda aerodinámica

<u>US20173 20558 (A1)</u>	2017- 11-09	ZHU XIAOYI [CN]	ZHU XIAOYI [C N]	2017- 07-20	CN	CN	Mayor sustentación; gran reducción del <i>drag</i> ; aumento eficiente de la velocidad; mayor eficiencia en la potencia; reducción significativa del consumo de energía; simplificación de la estructura	La sustentación se genera en el fuselaje: se genera una fuerte succión del aire en la parte superior exterior del fuselaje gracias a la actuación de un motor en el interior del avión. Estas corrientes de aire se succionan a través de orificios y son dirigidas muy rápidamente -debido a la fuerza de la succión- por canales largos y anchos hasta el motor, lo que genera de forma natural un área de depresión. De esta manera, la diferencia de presión entre las superficies superior e inferior del fuselaje provoca una enorme sustentación de la aeronave. Además, al encontrarse conectados por un canal los puertos de entrada de la parte frontal y periférica del fuselaje con los puertos de salida en la parte trasera, se logra la reducción del <i>drag</i> y una mayor resistencia al <i>stall</i> al cambiar la distribución del fluido en esa zona trasera
<u>US98155 45 (B1)</u>	2017- 11-14	STEER DAVID [CA]	STEERING FINANCIA L LTD [CA]	2017- 02-28	CA	CA	Mayor sustentación y empuje y menor <i>drag</i> en las operaciones de despegue vertical y de transición de vuelo vertical a horizontal	El perfil de este invento está pensado para aeronaves de tipo VTOL (<i>vertical take off and landing</i>). Tiene orificios en el borde de ataque para permitir la circulación de una corriente de aire interior (propulsada desde un motor o desde ventiaadores eléctricos) hacia el exterior de la superficie superior y en dirección al borde de salida del perfil, aumentando la velocidad del flujo y disminuyendo consecuentemente la presión, logrando de esta manera un efecto de sustentación. En la superficie superior del borde de salida hay un <i>flap</i> que se encuentra abierto durante el despegue vertical (consiguiendo empuje nulo) y cerrado durante la transición de vuelo vertical a vuelo horizontal (proporcionando un empuje por la corriente de aire en el borde de ataque)

Anexo B

Esquemas de problemas y soluciones

En esta sección se incluyen los esquemas de los problemas abordados por las patentes estudiadas y de las soluciones con las que se trata de mejorarlos.

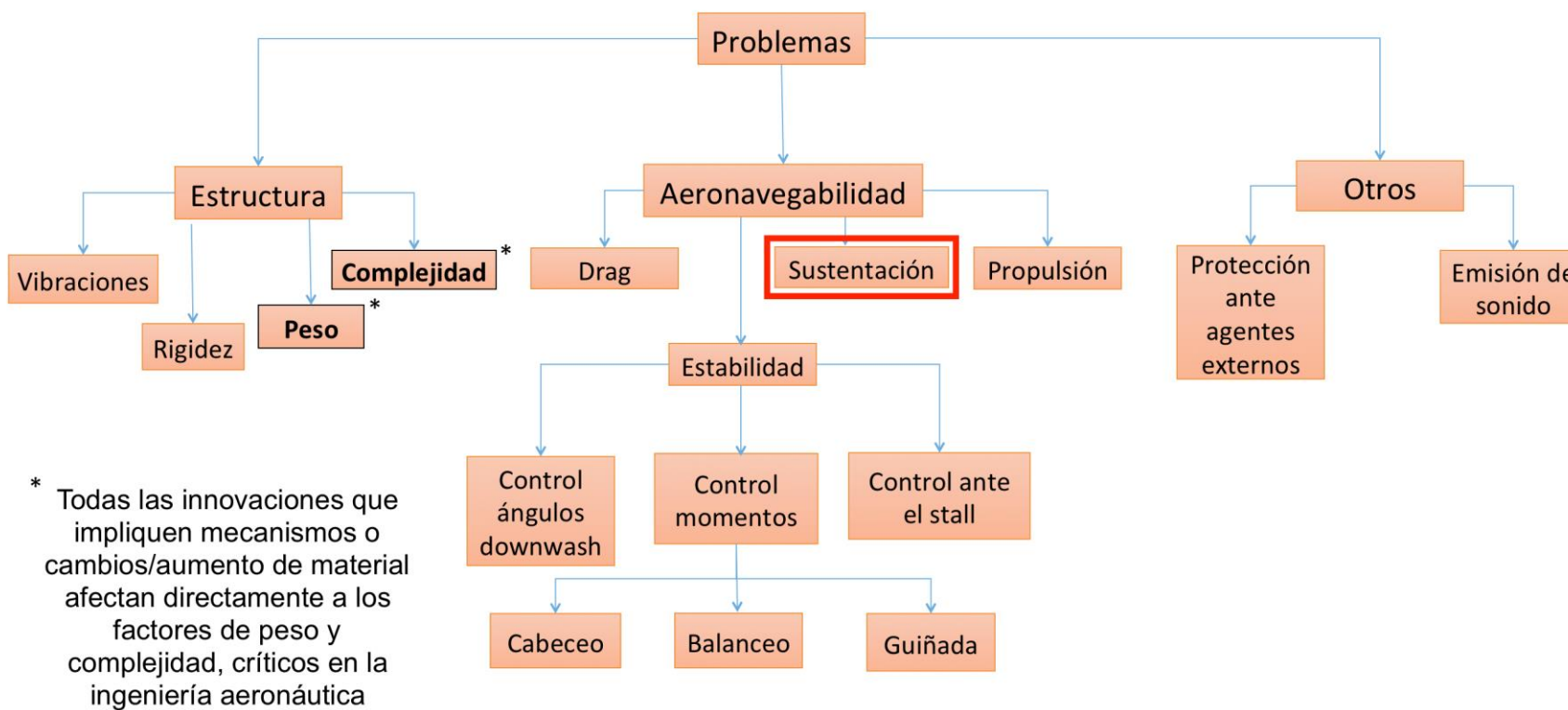


Figura 72. Esquema de problemas abordados por las patentes estudiadas. Fuente: elaboración propia

Se escoge como problema de estudio el efecto de la sustentación, marcado con un recuadro rojo en la figura 72.

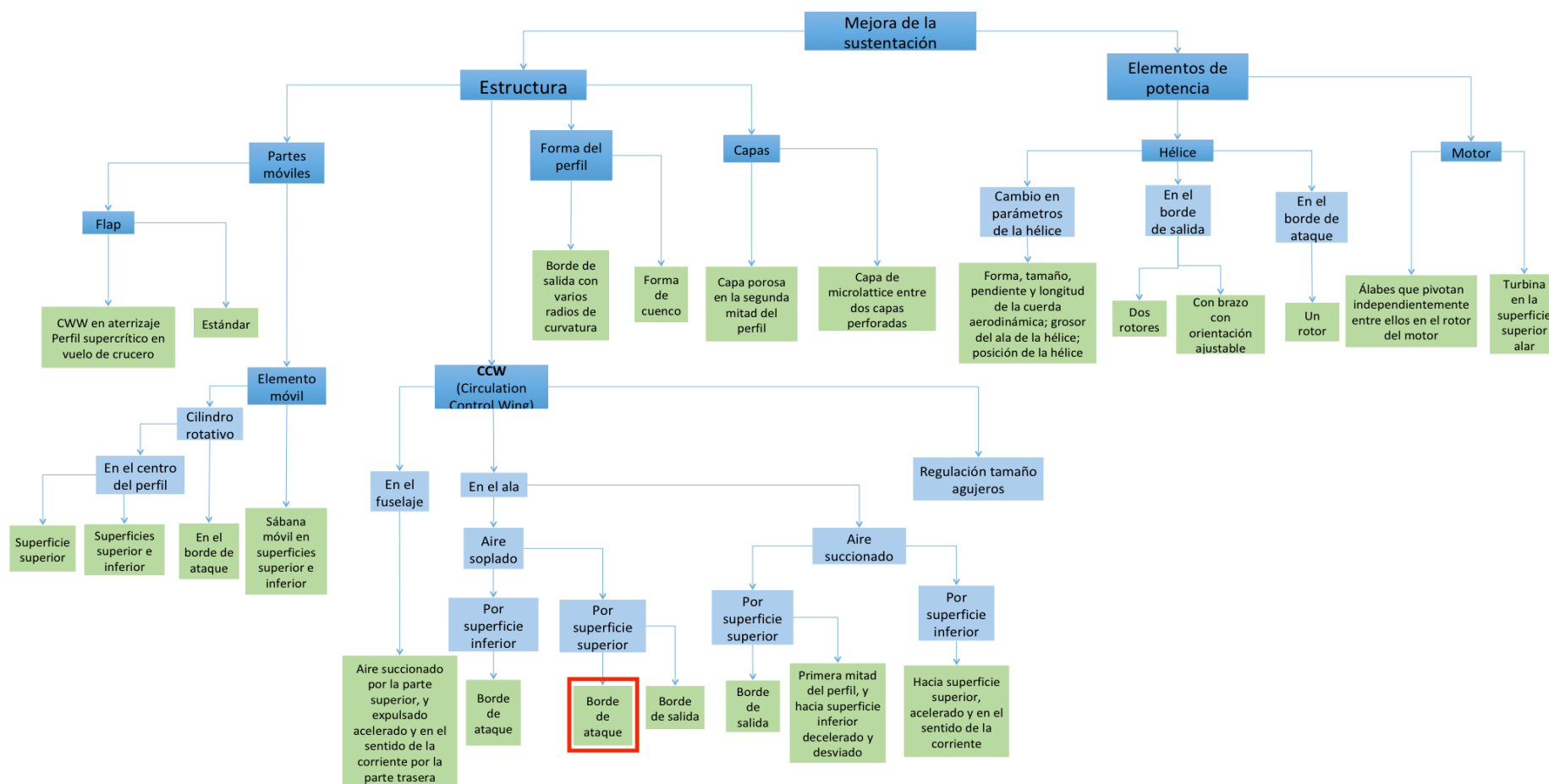


Figura 73. Esquema de las formas de mejora de la sustentación propuestas por las patentes estudiadas. Fuente: elaboración propia

En la figura 73 aparecen en color azul las distintas categorías de solución, en color verde las soluciones concretas, y en un recuadro rojo la forma de solución escogida para el desarrollo de la aportación personal.